

# **Diplomarbeit**

ILR-RSN DA 11-08

## **Untersuchung und Entwurf bemannter Missionen zu Asteroiden**

**Martin Löscher**

Zum

Erlangen des akademischen Grades

**DIPLOMINGENIEUR**

(Dipl.-Ing.)

Betreuer: Dipl.-Ing. Philipp Voigt

Verantwortlicher Hochschullehrer: Prof. Dr.-Ing. Klaus Wolf

Tag der Einreichung: 01.03.2012

Erster Gutachter: Dipl.-Ing. Dominik Quantius

Zweiter Gutachter: Dr.-Ing. Tino Schmiel



**Aufgabenstellung für die Diplomarbeit**

ILR-RSN DA 11-08

im Studiengang: Maschinenbau  
in der Studienrichtung: Luft- und Raumfahrttechnik  
Name des Studierenden: **Martin Löscher**  
Matrikelnummer: 3293185

**Thema: Untersuchung und Entwurf bemannter Missionen zu Asteroiden**

**Subject: Analyses and Design of Manned Missions to Asteroids**

**Motivation:**

Seit dem Aufruf durch US-Präsident Obama, 2025 eine bemannte Mission zu einem erdnahen Asteroiden durchzuführen, werden weltweit verschiedene vorwiegend auf amerikanischen Technologien basierende Missionsszenarien diskutiert. Diese Diskussion bekommt durch die Annäherung des Asteroiden (99942) Apophis im Jahre 2029 und einer, wenn auch sehr geringen, Einschlagsmöglichkeit sieben Jahre später besonderen Nachdruck.

**Aufgaben:**

Ziel der Diplomarbeit ist es, auf Basis der international bereits diskutierten Vorschläge für bemannte Asteroidenmissionen ein europäisches Missionszenarium zu Apophis zu entwerfen. Dabei soll der Schwerpunkt auf der Auslegung des Raumfahrzeugs liegen. Die Sensitivität des zu entwerfenden Systems soll anhand eines weiteren Szenariums zu einem alternativen, möglicherweise günstiger erreichbaren Asteroiden beurteilt werden. Die Schwerpunkte der Arbeit sind dabei:

- Einarbeitung in bereits veröffentlichte Missionszenarien zu erdnahen Asteroiden sowie in die möglichen europäischen Technologien zur Umsetzung einer solchen Mission
- Motivation für eine bemannte Mission zu einem erdnahen Asteroiden
- Auswahl eines zu Apophis alternativen Asteroiden anhand missionsspezifischer und wissenschaftlicher Kriterien sowie Berechnung zugehöriger Transferbahnen
- Entwurf von Missionsszenarien zu Apophis und dem alternativ ausgewählten Asteroiden inklusive vorbereitender robotischer Missionen
- Auslegung des bemannten Raumfahrzeugs und der für den Transfer benötigten Antriebseinheit
- Beurteilung des Entwurfs hinsichtlich Flexibilität, Risiko und noch zu entwickelnder europäischer Technologien

**Rechtliche Bestimmungen:** Der Bearbeiter ist grundsätzlich nicht berechtigt, irgendwelche Arbeits- und Forschungsergebnisse, von denen er bei der Bearbeitung Kenntnis erhält, ohne Genehmigung des Betreuers dritten Personen zugänglich zu machen. Bezüglich erreichter Forschungsleistungen gilt das Gesetz über Urheberrecht und verwendete Schutzrechte (Bundesgesetzblatt I/ S. 1273, Urheberrechtsgesetz vom 09.09.1965). Der Bearbeiter hat das Recht, seine Erkenntnisse zu veröffentlichen, soweit keine Erkenntnisse und Leistungen der betreuenden Institutionen eingeflossen sind.

Die von der Studienrichtung erlassenen Richtlinien zur Anfertigung der Studienarbeit sowie die Prüfungsordnung sind zu beachten.

**Betreuer:** Dipl.-Ing. D. Quantius, DLR, Institut für Raumfahrtssysteme  
Dipl.-Ing. P. Voigt, TU Dresden, ILR

**Gutachter:** Dr.-Ing. T. Schmiel, TU Dresden, ILR  
Dipl.-Ing. D. Quantius, DLR, Institut für Raumfahrtssysteme

**Ausgabe:** 09.09.2011  
**Abgabe:** 09.01.2012

**Empfangsbestätigung des Studierenden:**

Ich bestätige hiermit, dass ich die Aufgabenstellung sowie die rechtlichen Bestimmungen und die Studien- und Prüfungsordnung gelesen und verstanden habe.

# Selbstständigkeitserklärung

Hiermit erkläre ich, dass ich die von mir beim Institut für Luft- und Raumfahrttechnik der Fakultät Maschinenwesen eingereichte Diplomarbeit zum Thema:

## **Untersuchung und Entwurf bemannter Missionen zu Asteroiden**

selbstständig verfasst und keine anderen, als die angegebenen Quellen und Hilfsmittel benutzt, sowie Zitate kenntlich gemacht habe.

---

Datum, Unterschrift

## Danksagung

Besonderer Dank geht an meine beiden Betreuer, Herrn Dominik Quantius und Herrn Philipp Voigt, die mir bei der Bearbeitung mit ihrer hervorragenden Fachkenntnis zur Seite standen. Darüber hinaus möchte ich mich bei Herrn Dr. Oliver Romberg für die Möglichkeit zur Bearbeitung dieses Themas bedanken.

Nicht zuletzt hat jedoch die tatkräftige Unterstützung meiner Freundin und meiner Familie für das nötige Durchhaltevermögen gesorgt.

Herzlichsten Dank!

- Martin Löscher, Bremen, 1. März 2012

# Inhaltsverzeichnis

<b>Formelzeichen- und Abkürzungsverzeichnis .....</b>	<b>IV</b>
<b>Abbildungsverzeichnis .....</b>	<b>XIV</b>
<b>Tabellenverzeichnis .....</b>	<b>XVII</b>
<b>1 Einleitung.....</b>	<b>1</b>
<b>2 Vorbetrachtungen zum Missionsdesign .....</b>	<b>3</b>
2.1 Erdnahe Asteroiden als Ziele bemannter Raumfahrtmissionen .....	3
2.1.1 Terminologie, Klassifizierung und Taxonomie .....	3
2.1.2 Motivation für bemannte NEA Missionen .....	4
2.1.3 Bemannte NEA Missionen in internationalen Raumfahrtstrategien .....	5
2.1.4 NEO Population, Bahngenauigkeiten und Observationsmöglichkeiten .....	7
2.2 Bisherige und zukünftige NEO Missionen.....	12
2.2.1 Überblick zu unbemannten NEO Missionen .....	12
2.2.2 Inhalte, Vorgehen und Ergebnisse von Studien für bemannte Asteroidenmissionen.....	15
2.3 Ausgangspunkte für das Systemdesign.....	17
2.3.1 Leitgedanke und Missionsziele .....	17
2.3.2 Ableitung wesentlicher Anforderungen.....	19
2.3.3 Systemarchitektur .....	22
<b>3 Analyse des Antriebsbedarfs .....</b>	<b>24</b>
3.1 Grundlagen interplanetarer Transferbahnen.....	24
3.1.1 Missionskonzept der bemannten NEA-Mission .....	24
3.1.2 Geeignete Vereinfachungen für interplanetare Flugbahnen .....	25
3.1.3 Berechnungsvorschriften für Bahnmanöver .....	27
3.1.4 Lambert-Problem und Auswahl eines Lösungsverfahrens.....	29
3.1.5 Festlegung des Ausgangsorbis .....	31
3.2 Auslegung eines Algorithmus zur Transferbahnberechnung.....	33
3.2.1 Annahmen, Zielstellung und Funktionsumfang.....	33
3.2.2 Asteroidendatenbank, Ephemeriden und Koordinatentransformation.....	34
3.2.3 Transferbahnen und Bahnoptimierung.....	36
3.2.4 Berechnung von Abbruchbahnen.....	37
3.2.5 Updates von Asteroidendatenbank und Ephemeriden .....	38

3.2.6	Nachbearbeitung der Ergebnisse.....	39
3.3	Ergebnisse und Auswahl potenzieller Ziele .....	40
3.3.1	Überblick zur Gesamtpopulation .....	40
3.3.2	Physikalische Charakterisierung .....	41
3.3.3	Auswahl von Zielasteroiden .....	43
<b>4</b>	<b>Systementwurf und -auslegung .....</b>	<b>45</b>
4.1	Grundbedürfnisse von Astronauten und Auslegungskriterien .....	45
4.1.1	Gravitationsumgebung und Volumenbedarf .....	45
4.1.2	Unterbringung der Besatzung .....	47
4.1.3	Wasserbedarf .....	53
4.2	Eigenschaften zukünftiger Raumtransportkapseln.....	54
4.2.1	Amerikanische Projekte und Konzepte.....	54
4.2.2	Bemannte europäische Raumtransportkapseln.....	57
4.2.3	Zusammenfassung und Einschätzung .....	59
4.3	Detailbetrachtung einiger Raumkapsel-Subsysteme .....	61
4.3.1	Struktur und Mechanismen .....	61
4.3.2	Thermalschutzsystem .....	62
4.3.3	Lebenserhaltungssysteme .....	64
4.3.4	Kommunikationssystem, Kommando- und Datenverarbeitungssystem .....	68
4.3.5	Antriebs-, Lage- und Bahnregelungssystem .....	73
4.3.6	Energieversorgungssystem.....	76
4.3.7	Thermalkontrollsystem.....	80
4.4	Gesamtkonfiguration der Raumkapsel .....	82
4.5	Auslegung eines Habitatmoduls .....	86
4.5.1	Vorbetrachtungen .....	86
4.5.2	Skalierung.....	87
4.5.3	Habitatsubsysteme .....	89
4.5.4	Habitatkonfiguration .....	92
4.6	Zusammenfassung des Designs und Massenbudget .....	93
<b>5</b>	<b>NEA Missionsszenarien und Transferkonzepte .....</b>	<b>97</b>
5.1	Mission zu Apophis .....	97
5.1.1	Transferbahnen und Antriebsbedarf.....	97
5.1.2	Antriebssysteme, Stufung und Startfenster .....	100
5.1.3	Abbruchmöglichkeiten.....	106
5.1.4	Ausblick und Optionen .....	108
5.2	Alternativmission – 1999 AO10 .....	109
5.2.1	Transferbahnen und Antriebsbedarf.....	109
5.2.2	Stufung und Startfenster .....	111
5.2.3	Abbruchmöglichkeiten.....	112

---

5.2.4	Ausblick und Optionen .....	114
5.3	Vergleich von Apophis- und Alternativszenario, Risikobewertung.....	115
<b>6</b>	<b>Zusammenfassung und Ausblick .....</b>	<b>119</b>
	<b>Anhang.....</b>	<b>XX</b>
	<b>Quellcode.....</b>	<b>XXXVI</b>
	<b>Formelverzeichnis .....</b>	<b>LXI</b>
	<b>Literaturverzeichnis .....</b>	<b>LXVI</b>

# Formelzeichen- und Abkürzungsverzeichnis

Abkürzung	Bedeutung
AAM	Asteroid Arrival Maneuver, Ankunftsmanöver am Asteroiden
ADM	Asteroid Departure Maneuver, Abflugmanöver vom Asteroiden
AOCS	Attitude and Orbit Control System
APAS	Androgynous Peripheral Attach System
APM	Attached Pressurized Module
ATV	Automated Transfer Vehicle (ESA)
AU	Astronomical Unit, $1 \text{ AU} = 1,496 \cdot 10^8 \text{ km}$
AVCOAT	Kurzwort für das bei Apollo eingesetzte Ablatormaterial, hergestellt von der Firma Avco
BER	Bit Error Rate
BERT	Bemannter Europäischer RaumTransporter
BM	BesatzungsMitglieder (Astronauten)
BOL	Begin Of Life
BPSK	Binary Phase Shift Keying
C3P	Commercial Crew & Cargo Program (NASA)
C&DH	Command and Data Handling
CA	Crew Accommodations
CAM	
CCDev	Commercial Crew Development (NASA)
CE	Concurrent Engineering
CEF	Concurrent Engineering Facility
CEV	Crew Exploration Vehicle
CHX	Condensing Heat Exchanger
CM	Crew Module
CMG	Control Moment Gyroscope
CNSA	China National Space Administration
COTS	Commercial Orbital Transportation Services (NASA Programm)
	Commercial Off The Shelve
CS	Communication System
CST	Boeing CST-100, Commercial Space Transporter
CTV	Crew Tranport Vehicle (ESA)



<b>Abkürzung</b>	<b>Bedeutung</b>
dec	Decade, Jahrzehnt
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.
DoD	Depth of Discharge, Entladungstiefe
DSM	Deep Space Maneuver
DSN	Deep Space Network
DSV	Deep Space Vehicle
EADS	European Aeronautic Defence and Space Company
ECLSS	Environmental Control and Life Support System
ED	Earth Departure, bezüglich des Abfluges von der Erde
EDM	Earth Departure Maneuver, Abflugmanöver von der Erde
EELV	Evolved Expandable Launch Vehicle
EIRP	Effective to Isotropic Radiated Power
EOL	End Of Life
EPS	Electrical Power System
ESA	European Space Agency
ESC-B	Etage Supérieure Cryotechnique B, zweite Ausbaustufe der Ariane V Oberstufe
EVA	Extra Vehicular Activity, Außenbordeinsatz von Astronauten
FTP	File Transfer Protocol
GaAs	Gallium Arsenid
GCR	Galactic Cosmic Rays
GEO	Geostationärer Orbit
GER	The Global Exploration Roadmap
GTO	Geostationärer Transferorbit
Hab	kurz für Habitat/Habitatmodul
HE	Hohmannellipse
IAU	International Astronomical Union
ID	Identifikationsnummer eines Objektes in der IAU-Datenbank
IDSS	International Docking System Standard
IEO	Inner-Earth Object

<b>Abkürzung</b>	<b>Bedeutung</b>
IMLEO	Insertion Mass to LEO, Gesamtstartmasse in den niedrigen Erdorbit
IMU	Inertial Measurement Unit
ISRU	In-Situ Resource Utilization
ISS	International Space Station, Internationale Raumstation
JAXA	Japan Aerospace Exploration Agency
JPL	Jet Propulsion Laboratory (California Institute of Technology, NASA)
JSGA	Japanese SpaceGuard Association
LAS	Launch Abort System, Startabbruchsystem
LEO	Low Earth Orbit, niedriger Erdorbit
Li-Ion	Lithium-Ionen
LINEAR	Lincoln Near-Earth Asteroid Research
LL	Low Iron, Low Metal
LONEOS	Lowell Observatory Near-Earth Object Search
MC	Midcourse Correction
MMH	Monomethylhydrazin
MOID	Minimal Orbit Intersection Distance
MPCV	Multi-Purpose Crew Vehicle
MPLM	Multi-Purpose Logistics Module
MZ-P	primäres Missionsziel
MZ-S	sekundäres Missionsziel
NAIF	Navigation and Ancillary Information Facility
NASA	National Aeronautics and Space Administration
NASA-STD	NASA Standard
NEA	Near-Earth Asteroid
NEAHab	NEA Habitat, Habitatmodul für eine bemannte Asteroidenmission
NEAT	Near-Earth Asteroid Tracking
NEC	Near-Earth Comet
NEO	Near-Earth Object
NEOP	Near-Earth Object Program (NASA)
NEOWISE	NEO Wide-field Infrared Survey Explorer

<b>Abkürzung</b>	<b>Bedeutung</b>
NHV	Netto Habitable Volume, netto bewohnbares Volumen
NPV	Non-Pressurized Volume, unbedrucktes Volumen
NSP	National Space Policy, Nationale Raumfahrtstrategie
OCC	Orbit Condition Code, Güte der Orbitdaten eines NEO
pc	Parsek, Parallaxensekunde, 1 pc = 206264,806 AU
PHA	Potential Hazardous Asteroid
PHO	Potential Hazardous Object
PICA	Phenolic-Impregnated Carbon Ablator
PV	Pressurized Volumen, bedrucktes Volumen
REID	Risk of Exposure-Induced Death (Bewertungsgröße für das Krankheitsrisiko durch Weltraumstrahlung)
RQ-MA	Anforderung (Requirement) für die Missionsanalyse
RQ-NL	Anforderung (Requirement) für die Nutzlast
RQ-SYS	Anforderung (Requirement) für das System
RS	Remote Sensing, Fernerkundung
SEP	Solar Electric Propulsion
SLS	Space Launch System
SM	Service Module (unbedrucktes, externes Versorgungsmodul eines Raumfahrzeuges)
SMS	Structures and Mechanisms System
SNR	Signal-to-Noise-Ratio
SOI	Sphere of Influence (Einflusssphäre um einen Zentralkörper)
SpaceX	Space Exploration Technologies
SPE	Solar Particle Event
SPICE	Spacecraft, Planet, Instruments, Camera-Matrix, Events
SPK	Ephemeriden Datendatei (Spacecraft, Planet, Asteroid, usw.), Ephemeriden: zeitlich aufgelöste Positions- und Geschwindigkeitsvektoren eines Objektes im Raum
SPK-ID	Identifikationsnummer für die Ephemeriden eines Objektes
STK	Satellite Toolkit 9.2.3 (Analytical Graphics Inc.)
TCS	Thermal Control System

Abkürzung	Bedeutung
TOF	Time Of Flight
TPS	Thermal Protection System
TRL	Technology Readiness Level
U	Uncertainty Parameter, andere Bezeichnung für OCC
US(A)	United States (of America)
UTC	Unified Time Coordinated, Koordinierte Weltzeit
YORP-Effekt	Yarkovsky-O'Keefe-Radzievskii-Paddack-Effekt (ruft Störkmomente an einem Asteroiden durch thermische Aufheizungseffekte hervor)

Formel- zeichen	Wert	[Einheit]	Beschreibung
1''	1/3600	[°]	Bogensekunde
1 AU	$1,496 \cdot 10^8$	[km]	Astronomical Unit, Astronomische Einheit
1 pc	206264,8	[AU]	Parsek, Prallaxensekunde
a		[AU, km]	große Halbachse
$A_{R,SM}$		[m <sup>2</sup> ]	Radiatorfläche am Servicemodul
$A_{R,CM}$		[m <sup>2</sup> ]	Radiatorfläche am Crewmodul
$A_{SM}$		[m <sup>2</sup> ]	Mantelfläche des Servicemoduls
$A_{SZ}$		[m <sup>2</sup> ]	Gesamtfläche der Solarzellen
$\alpha$		[-]	Albedo
$\alpha$		[°]	Konuswinkel des CM
$\alpha_A$		[-]	Albedo eines beliebigen Asteroiden
$\alpha_{Ceres}$	0,09	[-]	Albedo des Asteroiden Ceres
$\alpha_{long}$		[°]	Rektaszension des Fluchtvektors bezüglich des Längengrades
$\alpha$		[-]	Rektaszension des Fluchtvektors
BER		[-]	Bitfehlerrate
$\beta$		[°, rad]	Winkel zwischen der Asymptote der Fluchthyperbel und dem Positionsvektor des Perizentrums
$c_e$		[m/s]	effektive Austrittsgeschwindigkeit
D		[m]	Parabolantennendurchmesser
D		[m], [km]	Durchmesser eines beliebigen Objektes
$d_A$		[m, km]	Durchmesser eines beliebigen Asteroiden
$d_{Ceres}$	952,4	[km]	Durchmesser des Asteroiden Ceres
$d_{CM}$		[m]	maximaler Durchmesser des CM
$d_i$		[m]	maximaler Außerndurchmesser des bedruckten Teils des CM
DoD		[%]	maximale Entladungstiefe der Sekundärbatterie
$d_{SM}$		[m]	minimaler Durchmesser des SM
$d_{T,max}$		[m]	maximaler Tankdurchmesser im CM
$\delta$		[°]	Deklination des Fluchtvektors
e		[-]	Bahnexzentrizität
$\left(\frac{E_b}{N_0}\right)_{erf}$		[dB]	erforderliches Energie-pro-Bit-zu-Rauschleistungsverhältnis
$\left(\frac{E_b}{N_0}\right)_{verf}$		[dB]	verfügbares Energie-pro-Bit-zu-Rauschleistungsverhältnis
$E_{ecl}$		[Wh]	Energiebedarf während der Schattenphase im LEO
$E_{EG}$		[Wh]	Gesamtenergiemenge erzeugt von der Energiegenerierung

EIRP		[dBW]	effektive Abstrahlleistung der Sendeantenne verglichen mit einem isotropen Strahler
$E_{sp}$		[Wh]	Gesamtkapazität des Energiespeichers
$E_{sun}$		[Wh]	Energiebedarf während der Sonnenphase im LEO
$\varepsilon$		[km <sup>2</sup> /s <sup>2</sup> ]	Bahnenergie
$\varepsilon$		[-]	Emissivität eines Radiators
$\varepsilon_{SOI}$		[km <sup>2</sup> /s <sup>2</sup> ]	Bahnenergie am Rand der SOI
f		[Hz]	Frequenz
$F_{TW}$		[N, kN]	Triebwerksschub im Vakuum
$g_0$	9,8066	[m/s <sup>2</sup> ]	Erdbeschleunigung in der Höhe $r_E$
$G_{Rx}$		[dB]	Gewinn der Empfangsantenne
$G_{Tx}$		[dB]	Gewinn der Sendeantenne
$\frac{G}{T}$		[dB/K]	Empfängergüte
H		[mag]	absolute Helligkeit
$H_A$		[mag]	absolute Helligkeit eines beliebigen Asteroiden
$H_{Ceres}$	3,34	[mag]	absolute Helligkeit des Asteroiden Ceres
$h_{SM}$		[m]	Höhe des Servicemoduls
$I_{sp}$		[s]	spezifischer Impuls
i		[°]	Inklination
k	-228,6	[dB/(WHz)]	Boltzmann-Konstante
$L_{at}$		[dB]	Signalstärkeverluste durch die Atmosphäre
$L_{fs}$		[dB]	Signalstärkeverluste bei der Übertragung durch den freien Raum
$L_p$		[dB]	Signalstärkeverluste durch Fehlausrichtung der Antenne
$L_r$		[dB]	Signalstärkeverluste durch Regen
M		[dB]	Linkmargin
M		[-]	Mischungsverhältnis (Treibstoff zu Oxidator)
$m_0$		[kg]	Startmasse zu Beginn eines Manövers
$m_{0,i}$		[kg]	Startmasse der i-ten Unterrakete eines mehrstufigen Systems
$m_b$		[kg]	Brennschlussmasse am Ende eines Manövers
$m_{CM,leer}$		[kg]	Trockenmasse des CM
$m_{CM,TS}$		[kg]	Treibstoffmasse des CM
$m_E$	$5,974 \cdot 10^{24}$	[kg]	Masse der Erde
$m_{EPS}$		[kg]	Masse des EPS
$m_{IMLEO}$		[kg]	Gesamtmasse des Transfehrraumfahrzeuges im LEO
$m_L$		[kg]	Nutzlastmasse eines einstufigen Systems

$\dot{m}_{Ox}$		[kg/s]	Oxidatormassenfluss durch ein Triebwerk
$m_p$		[kg]	Masse eines Planeten
$m_{Reg}$		[kg]	Masse des Leistungsregulierungssystems im EPS
$m_S$	$1,989 \cdot 10^{30}$	[kg]	Masse der Sonne
$m_S$		[kg]	Strukturmasse eines einstufigen Systems
$m_{SA}$		[kg]	Masse der Solaranlage (Zellen und Trägerstruktur)
$m_{Si}$		[kg]	Strukturmasse der aktiven Stufe eines mehrstufigen Systems
$m_{SMS}$		[kg]	Masse des SMS
$m_{Sp}$		[kg]	Masse des Energiespeichers
$m_{S,SM}$		[kg]	Strukturmasse des Servicemoduls
$m_T$		[kg]	Treibstoffmasse für ein Manöver
$m_{T,leer}$		[kg]	Leermasse eines bedruckten Tanks im CM
$\dot{m}_{TS}$		[kg/s]	Treibstoffmassenfluss durch ein Triebwerk
$\mu$		[km <sup>3</sup> /s <sup>2</sup> ]	Gravitationsparameter eines Zentralkörpers
$\mu_E$	$3,986 \cdot 10^5$	[km <sup>3</sup> /s <sup>2</sup> ]	Gravitationsparameter der Erde
$\mu_i$		[-]	Relativmasse in einem mehrstufigen System
$\mu_L$		[-]	Nutzlastmasseanteil
$\mu_S$	$1,327 \cdot 10^{11}$	[km <sup>3</sup> /s <sup>2</sup> ]	Gravitationsparameter der Sonne
NHV		[m <sup>3</sup> /BM]	netto bewohnbares Volumen je BM
NHV <sub>Cap</sub>		[m <sup>3</sup> /BM]	netto bewohnbares Volumen einer Raumkapsel je BM
NHV <sub>opt</sub>		[m <sup>3</sup> ]	optimales netto bewohnbares Volumen
NHV <sub>CM</sub>		[m <sup>3</sup> ]	netto bewohnbares Volumen des CM
NHV <sub>Hab</sub>		[m <sup>3</sup> ]	netto bewohnbares Volumen des Habitatmoduls
$n_{T,max}$		[-]	maximale Anzahl der um das CM anordenbaren Tanks
$n_{T,TW}$		[-]	Anzahl der benötigten Trinkwassertanks im CM
$n_{T,BW}$		[-]	Anzahl der benötigten Brauchwassertanks im CM
$P_{avg}$		[W, kW]	durchschnittlicher Leistungsbedarf des Raumfahrzeuges
$P_{NEAHab,HK}$		[W, kW]	Leistungsbedarf zur Grundversorgung des NEAHab
$P_{peak}$		[W, kW]	maximaler Leistungsbedarf des Raumfahrzeuges
$P_{SA}$		[W, kW]	verfügbare Leistung der gesamten Solaranlage
$P_{Tx}$		[W, dBW]	Transmitterleistung
$\frac{Q}{A}$		[W/m <sup>2</sup> ]	spezifische Abstrahlleistung eines Radiators
$q_{sun}$	1368	[W/m <sup>2</sup> ]	Solarkonstante bei 1 AU Abstand zur Sonne
$\ddot{\vec{r}}$		[m/s <sup>2</sup> , km/s <sup>2</sup> ]	Relativbeschleunigung eines Objektes bezüglich seines Zentral- körpers

$r$		[AU, km, m]	Absolutwert des Abstandes (Radius) eines Objektes zu dessen Zentralkörper
$r$		[km]	minimale Übertragungsdistanz für ein elektromagnetisches Signal
$\vec{r}$		[AU, km, m]	Abstandsvektor eines Objektes zu dessen Zentralkörper
$r_a$		[AU, km]	Radius des größten Abstandes eines Objektes zum Zentralkörper
$\vec{r}_A$		[AU, km]	Positionsvektor des Asteroiden bzgl. der Sonne
$r_{\text{Aphel}}$		[AU]	Radius des sonnennächsten Punktes einer heliozentrischen Bahn
$R_D$		[bps]	Datenrate
$r_E$	6378,19	[km]	Radius der Erde
$\vec{r}_E$		[AU, km]	Positionsvektor der Erde bzgl. der Sonne
$r_{\text{LEO}}$		[km]	Radius des niedrigen Erdorbits (LEO)
$r_p$		[AU, km]	Radius des kleinsten Abstandes eines Objektes zum Zentralkörper
$r_{\text{Perihel}}$		[AU]	Radius des sonnenfernsten Punktes einer Heliozentrischen Bahn
$r_{\text{SOI}}$		[km]	Radius der Einflussosphäre um einen Planeten
$r_{\text{Wiedereintritt}}$	6498,19	[km]	Abstand zum Erdmittelpunkt zum Zeitpunkt des Wiedereintrittes in die Erdatmosphäre (in 120 km Höhe)
$\sigma$	$5,67 \cdot 10^{-8}$	[W/(m <sup>2</sup> K <sup>4</sup> )]	Stefan-Boltzmann-Konstante
$\sigma$		[-]	Strukturmassenverhältnis eines einstufigen Systems
$\sigma_i$		[-]	Strukturmassenverhältnis der i-ten Stufe eines mehrstufigen Systems
$\sigma_t$		[%]	Anteil des Leistungsbedarfs an der vorgegebenen Betriebszeit
$\text{SNR}_{\text{erf}}$		[dB]	erforderliches Signal-zu-Rauschleistungsverhältnis
$\text{SNR}_{\text{verf}}$		[dB]	verfügbares Signal-zu-Rauschleistungsverhältnis
$t_{\text{AA}}$		[-]	Zeitpunkt der Ausführung des AAM
$t_{\text{Abbruch}}$		[-]	Zeitpunkt der Ausführung des Abbruchmanövers
$t_{\text{AD}}$		[-]	Zeitpunkt der Ausführung des ADM
$t_{\text{ecl}}$	7/12	[h]	Dauer der Schattenphase im LEO
$t_{\text{ED}}$		[-]	Zeitpunkt der Ausführung des EDM
$t_{\text{ER}}$		[-]	Zeitpunkt des Wiedereintrittes in die Erdatmosphäre
$t_{\text{Mission}}$		[d]	Gesamtmissionsdauer
$T_R$		[K]	Radiatortemperatur
$T_{\text{Rx}}$		[dBK]	Systemrauschtemperatur des Empfängers
$t_{\text{sun}}$	11/12	[h]	Dauer der Sonnenphase im LEO
$T_U$	3	[K]	Hintergrundtemperatur des Weltraums
$v$		[km/s, m/s]	Absolutgeschwindigkeit eines Objektes
$V_{\text{de}}$		[m <sup>3</sup> ]	Design-Volumen



$v_k$	[km/s]	Kreisbahngeschwindigkeit eines Raumfahrzeugs
$v_p$	[km/s]	Geschwindigkeit des Raumfahrzeugs im Perizentrum der Bahn bezüglich des Zentralkörpers
$V_{T,brutto}$	[m <sup>3</sup> ]	Bruttovolumen eines bedruckten sphärischen Tanks im CM
$v_\infty$	[km/s]	Hyperbolische Exzessgeschwindigkeit, Relativgeschwindigkeit zum Zentralkörper bei unendlich großem Abstand
$\Delta v_{AOCs}$	[m/s]	Antriebsbedarf für das Lageregelungssystem des CM
$\Delta v_i$	[km/s]	Antriebsvermögen der i-ten Stufe eines mehrstufigen Systems
$\Delta \vec{v}^{XYZ}$	[km/s]	vektorielle Geschwindigkeitsänderung im heliozentrischen System
$\Delta \vec{v}^{XYZ}_i$	[km/s]	Komponente i (x,y oder z) der heliozentrischen Geschwindigkeitsänderung
$\vec{v}_E^{XYZ}$	[km/s]	Geschwindigkeitsvektor der Erde im heliozentrischen System
$\vec{v}_A^{XYZ}$	[km/s]	Geschwindigkeitsvektor des Asteroiden im heliozentrischen System
$\vec{v}_{SC}^{XYZ}$	[km/s]	Geschwindigkeitsvektor des Raumfahrzeuges im heliozentrischen System
$v_{SOI}^{IJK}$	[km/s]	Absolutgeschwindigkeit am Rand der SOI im geozentrischen System
$v_{SOI}$	[km/s]	Absolutgeschwindigkeit am Rand der SOI (im geozentrischen System)
$\eta$	[%]	Antennenwirkungsgrad
$\eta$	[%]	Radiatorwirkungsgrad
$\eta_G$	[%]	Wirkungsgrad bei der Energiegenerierung
$\eta_K$	[%]	Wirkungsgrad bei der Energiekonditionierung
$\eta_V$	[%]	Wirkungsgrad bei der Energieverteilung
$\eta_L$	[%]	Wirkungsgrad beim Laden der Sekundärbatterie
$\eta_E$	[%]	Wirkungsgrad beim Entladen der Sekundärbatterie
$\theta$	[°]	wahre Anomalie
$\Delta\theta$	[°]	Transferwinkel bei der Lösung des Lambert-Problems
$\omega$	[°]	Argument des Perigäums
$\Omega$	[°]	Rektaszension des aufsteigenden Knotens
$ i $		Absolutwert/Betrag eines Wertes/Vektors i

# Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1:	Verlauf der Anzahl bekannter erdnaheer Asteroiden zwischen 1980 und Oktober 2011, sowie der Anteil großer NEAs an der Gesamtpopulation. vgl. [2].....	7
Abbildung 2:	3D Oberflächenmodell und Oberflächenbeschleunigung von 1999 KW4, generiert aus hochauflösenden Radaraufnahmen der Goldstone und Arecibo Observatorien. [28].....	10
Abbildung 3:	Entdeckungsraten für neue Asteroiden durch verschiedene Suchprogramme weltweit. Links: Entdeckungsrate großer NEAs mit $D > 1$ km, Rechts: Entdeckungsrate aller NEAs. [2] .....	11
Abbildung 4:	Architekturelemente einer bemannten Raumfahrtmission. Die in dieser Arbeit analysierten Elemente sind in Fettschrift dargestellt, vgl. [78]......	22
Abbildung 5:	Missionsprofil für einen bemannten Flug zu einem NEA und die Rückkehr zur Erde.....	24
Abbildung 6:	Darstellung der Positions- und Geschwindigkeitsvektoren während der einzelnen Missionsphasen.....	28
Abbildung 7:	Dreidimensionale Darstellung der Transferbahn von der Erde zu einem Asteroiden im heliozentrischen System (XYZ). Alle Vektoren sind im XYZ-System dargestellt, werden der Übersichtlichkeit halber jedoch nicht zusätzlich gekennzeichnet. Die Transferbahn entspricht der Lösung des Lambert Problems.....	30
Abbildung 8:	Kernfunktionen des Algorithmus zur Transferbahnberechnung für bemannte Asteroidenmissionen. ....	34
Abbildung 9:	Anzahl der erreichbaren Asteroiden und Anzahl der Startmöglichkeiten im Zeitraum von 2015 bis 2050, aufgetragen über dem minimalen Antriebsbedarf von bis zu 10 km/s für 180-Tage Missionen. ....	40
Abbildung 10:	Anzahl der Startmöglichkeiten für 180-Tage NEO Missionen pro Jahr, gestuft nach dem steigenden minimalen Antriebsbedarf. ....	41
Abbildung 11:	Minimaler und maximaler Durchmesser der potenziellen Zielasteroiden aufgetragen über dem minimalen Gesamtantriebsbedarf. ....	42
Abbildung 12:	Gemessene Abhängigkeit der Rotationsrate eines Asteroiden von dessen Durchmesser. [23] .....	43
Abbildung 13:	Bedarf für das NHV je BM bei unterschiedlichen Missionsdauern nach dem NASA-STD-3001. Zusätzlich wurde der nach Sherwood & Capps ermittelte empirische Verlauf für das NHV kleiner Transportkapseln aufgetragen.....	46
Abbildung 14:	Masseverteilung für die CA in Prozent, aufgetragen in Form eines Kreisdiagramms für Besatzungsgrößen von 2 (o.l.), 3 (o.r.) und 4 (u.l.) Astronauten. ....	49
Abbildung 15:	Massenverteilung der Crew Accommodations für den Zusatzbedarf für 160-Tage. Vergleich von Option A (links) und Option B (rechts) bei nach unten zunehmender Anzahl der Besatzungsmitglieder (2 bis 4). ....	52

Abbildung 16:	Vereinfachte Grundstruktur des Lebenserhaltungssystems einer bemannten Raumkapsel mit den wichtigsten Funktionen und Masseflüssen für eine Systemabschätzung. Des Weiteren ist die Abgrenzung zu den Crew Accommodations dargestellt. (vgl. [78] [83]) .....	65
Abbildung 17:	Erforderliche Sendeleistung zur Übertragung eines Videodatenstromes (Datenrate 10 bis 30 Mbps) in Abhängigkeit vom Aperturdurchmesser der Sendeantenne.....	71
Abbildung 18:	Distanz des NEO-Raumfahrzeuges zur Sonne innerhalb der verschiedenen Missionsphasen, aufgetragen für alle in Abschnitt 3.3.1 ermittelten Asteroiden. ....	77
Abbildung 19:	Blockschaltbild des Energiesystems mit den zugehörigen Verlusten in den einzelnen Blöcken. [83] .....	78
Abbildung 20:	Spezifische Abstrahlleistung eines Radiators (siehe Formel (4.19)) in Abhängigkeit von der Radiatortemperatur bei einer Hintergrundtemperatur von 3 K. Auf der Sekundärachse ist die entsprechende Radiatorfläche für ein Raumfahrzeug mit 2 bis 4 Astronauten aufgetragen. Die Werte für die abzustrahlende Leistung stammen aus Abschnitt 4.3.6.....	81
Abbildung 21:	Seitenansicht eines Entwurfes für das Servicemodul der bemannten Raumkapsel.....	83
Abbildung 22:	Konfiguration für das Crewmodul mit dem Servicemodul für eine vierköpfige Besatzung. Die Solaranlagen sind symmetrisch angebracht, in der Abbildung sind eine ausgeklappte und eine eingeklappte Solaranlage dargestellt. Die Hochgewinnantenne wird an der Unterseite des Servicemoduls befestigt.....	84
Abbildung 23:	Ansicht des Columbusmoduls mit einem Ausschnitt für den Blick in den Innenraum. [117] .....	86
Abbildung 24:	Größe und Form des anhand von Columbus skalierten NEAHab für die drei verschiedenen Besatzungsgrößen von zwei bis vier Astronauten. ....	92
Abbildung 25:	Subsystemmassen und Gesamtmasse des CM mit einer Besatzung zwischen zwei und vier Astronauten.....	94
Abbildung 26:	Subsystemmassen und Gesamtmasse des NEAHab für Besatzungsgrößen von zwei bis vier Astronauten. ....	95
Abbildung 27:	Verteilung des gesamten Antriebsbedarfs und des Antriebsbedarfs der Einzelmanöver für eine 180-Tage Mission zu Apophis. Auf der sekundären Ordinate sind die Ankunfts- bzw. Abflugdaten am Asteroiden aufgetragen. ....	97
Abbildung 28:	Geschwindigkeitsvektoren aus den Ephemeridendaten von Apophis mit einer Auflösung von 1 d (Datenpunkte) bzw. 1 min (Linien). Der v-förmige Graph stellt die auf der Sekundärachse aufgetragene Distanz zwischen Apophis und der Erde dar.....	99
Abbildung 29:	Ablaufschema für die Minimalmission zu Apophis mit einem Startfenster aus dem LEO von drei Tagen für zwei Astronauten.....	105
Abbildung 30:	Antriebsbedarf für verschiedene Abbruchbahnen für eine 180-Tage Mission zu Apophis mit Start am 16. Oktober 2028.....	106

---

Abbildung 31:	Wiedereintrittsgeschwindigkeit für verschiedene Abbruchbahnen für eine 180-Tage Mission zu Apophis mit Start am 16. Oktober 2028. ....	107
Abbildung 32:	Gesamtmissionszeit für das Quick Abort Szenario einer Apophismission aufgetragen über dem Abbruchtag seit Missionsbeginn. ....	107
Abbildung 33:	Gesamtantriebsbedarf für Flüge zu Apophis mit Missionszeiträumen zwischen 90 und 360 Tagen. Die Ordinate zeigt das jeweilige Startdatum. Für Werte größer als 15 km/s sind keine Konturlinien mehr dargestellt. ....	108
Abbildung 34:	Verteilung des gesamten Antriebsbedarfs und des Antriebsbedarfs der Einzelmanöver für eine 180-Tage Mission zu 1999 AO10. Auf der sekundären Ordinate sind die Ankunfts- bzw. Abflugdaten am Asteroiden aufgetragen.....	110
Abbildung 35:	Antriebsbedarf für verschiedene Abbruchbahnen für eine 180-Tage Mission zu 1999 AO10 mit Start am 22. August 2025. ....	113
Abbildung 36:	Gesamtmissionszeit für das Quick Abort Szenario einer Mission zu 1999 AO10, aufgetragen über dem Abbruchtag seit Missionsbeginn. ....	113
Abbildung 37:	Wiedereintrittsgeschwindigkeit für verschiedene Abbruchbahnen für eine 180-Tage Mission zu 1999 AO10 mit Start am 22. August 2025. ....	114
Abbildung 38:	Gesamtantriebsbedarf für Flüge zu 1999 AO10 mit Missionszeiträumen zwischen 90 und 360 Tagen. Die Ordinate zeigt das jeweilige Startdatum. Für Werte größer als 15 km/s sind keine Konturlinien mehr dargestellt. ....	115

## Tabellenverzeichnis

Tabelle 1:	Gruppierung der NEOs entsprechend ihrer Umlaufbahnen um die Sonne [2] [4] [6].....	3
Tabelle 2:	Skala des Orbit Condition Codes (OCC). [23] .....	8
Tabelle 3:	Leitgedanke für das Missionsdesign bemannter Asteroidenmissionen. ....	18
Tabelle 4:	Primäre und sekundäre Missionsziele für das Design einer bemannten Asteroidenmission. ....	18
Tabelle 5:	Maximale Dauer für einen sicheren Aufenthalt eines Menschen in der Strahlungsumgebung des Weltraums. Werte gelten für solares Minimum bei einer Abschirmungsdichte mit Aluminium von 20 g/cm <sup>2</sup> . vgl. [64] [65] .....	20
Tabelle 6:	Primäre Missionsanforderungen (Requirements – RQ) für eine bemannte NEA-Mission.....	21
Tabelle 7:	Ausschnitt aus der Asteroidendatenbank, wie sie für den Berechnungsalgorithmus verwendet wird.....	35
Tabelle 8:	Parameter und Grenzwerte für die Optimierung der Transferbahn zum Asteroiden nach dem minimalen Gesamtantriebsbedarf. ....	37
Tabelle 9:	Volumenbedarf für unterschiedliche Missionsdauern und 2 bis 4 Astronauten. Es wird zwischen dem Bedarf für das Crew Modul und dem Gesamtbedarf unterschieden. ....	47
Tabelle 10:	Annahmen und Werte zur Ermittlung von Masse und Volumen der CA.....	48
Tabelle 11:	Masse und Volumen der Crew Accommodations für 20-Tage-Mission im Crew Modul sowie deren prozentualer Anstieg bei steigender Anzahl der Besatzungsmitglieder.....	50
Tabelle 12:	Konfigurationsoptionen für die CA des Habitatmoduls und entsprechende Begründung der Auswahl.....	50
Tabelle 13:	Zusatzbedarf von Masse und Volumen der Crew Accommodations für eine 160-Tage-Mission sowie deren prozentualer Anstieg bei steigender Anzahl der Besatzungsmitglieder. Betrachtet werden zwei verschiedene Optionen für die Konfiguration gemäß Tabelle 12.....	53
Tabelle 14:	Trinkwasserbedarf eines Astronauten pro Tag und die Herkunft der einzelnen Anteile zur Deckung des Gesamtbedarfs.....	54
Tabelle 15:	Brauchwasserbedarf eines Astronauten pro Tag unter Annahme der als Option A diskutierten Crew Accommodations (siehe Abschnitt 4.1.2). ....	54
Tabelle 16:	Systemeigenschaften des NASA Multi-Purpose Crew Vehicle (MPCV). ....	55
Tabelle 17:	Systemeigenschaften des Boeing Commercial Space Transporters (CST-100). ....	56
Tabelle 18:	Systemeigenschaften der Dragon Transportkapsel von SpaceX. ....	57
Tabelle 19:	Systemeigenschaften des bemannten Europäischen Raumtransporters (BERT). ....	58

Tabelle 20: Systemeigenschaften des Crew Transportation Vehicle (CTV).....	59
Tabelle 21: Annahmen für das geometrische Design einer bemannten Raumkapsel. ....	61
Tabelle 22: Querschnitt der verschiedenen CM-Konfigurationen für zwei bis vier Astronauten. ....	62
Tabelle 23: Annahmen und Ergebnisse zum Entwurf eines Hitzeschutzsystems für das CM. ....	64
Tabelle 24: Abwasseraufkommen, Brauchwasserrückgewinnung und Nachschubbedarf für einen Astronauten pro Tag. ....	66
Tabelle 25: Trink- und Brauchwasserbedarf sowie Systemmassen für das Crew Modul und unterschiedliche Besatzungsgrößen. ....	66
Tabelle 26: Gesamtsystemmasse für die Filterung von CO <sub>2</sub> über 20 Tage mit Hilfe von Lithiumhydroxidkartuschen. ....	67
Tabelle 27: Gesamtmasse der Stickstoff- und Sauerstoffversorgung beim Atmosphärenmanagement der Raumkapsel.....	67
Tabelle 28: Hardwaremassen für das Atmosphärenmanagement einer Raumkapsel.....	68
Tabelle 29: Bedürfnisse der Astronauten bzgl. Video- und Audiokommunikation für eine 180-Tage-Mission. [83] .....	68
Tabelle 30: Typische Anforderungen verschiedener Informationsquellen bezüglich des Kommunikationssystems. [78].....	69
Tabelle 31: Eingabewerte für das Linkbudget zur Dimensionierung der notwendigen Kommunikationshardware. ....	69
Tabelle 32: Anforderungen an das Kommunikationssystem.....	69
Tabelle 33: Hardware für das Kommunikationssystem der Raumkapsel mit spezifischen Eigenschaften.....	72
Tabelle 34: Komponenten für das Kommando- und Datenverarbeitungssystem.....	73
Tabelle 35: Typische Massen und Energiebedarf verschiedener Lagesensoren für das AOCS der Raumkapsel. [68] [71] .....	73
Tabelle 36: Wesentliche Eigenschaften und Bewertung möglicher Aktuatorssysteme für eine bemannte Raumkapsel. [68] [71] .....	74
Tabelle 37: Einzelkomponenten und Massen des AOCS für eine Raumkapsel. ....	76
Tabelle 38: Abschätzung der benötigten Energie für die Raumkapsel in Abhängigkeit von der Besatzungsgröße sowie der Anteil des Leistungsbedarfs an der Betriebszeit. ....	77
Tabelle 39: Typische Wirkungsgrade für die Einzelblöcke des Energiesystems eines Raumfahrzeuges (siehe Abbildung 19). ....	78
Tabelle 40: Energiemenge, welche von den Solargeneratoren in der Sonnenphase bereitgestellt werden muss, Energiespeicherkapazität/–masse, Solarzellenfläche, Gesamtanzahl der Zellen und Zellen je Solaranlage.....	79
Tabelle 41: Dimensionierung der Solaranlagen nach dem Ziehharmonika-Prinzip. ....	79

Tabelle 42:	Gesamtmasse des Energieversorgungssystems für eine bemannte Raumkapsel.....	80
Tabelle 43:	Parametrische Abschätzung der Masse für die Einzelkomponenten des TCS. Berechnung der Gesamtmasse des TCS für verschiedene Besatzungsgrößen .....	82
Tabelle 44:	Geometrie und Masse des Servicemoduls für die verschiedenen Raumkapselkonfigurationen. Verteilung der Radiatorflächen für das TCS. ....	84
Tabelle 45:	Maximale Tankgrößen, -anzahl, -volumen und –massen für die in das CM integrierbaren Tanks. Die Anzahl der Trink- und Brauchwassertanks ist bereits angegeben, wobei die Tankmassen bereits im ECLSS berücksichtigt sind. ....	85
Tabelle 46:	Referenzparameter des Columbusmoduls für die Skalierung und das Design eines Habitatmoduls gemäß der Anforderungen der bemannte NEA Mission. ....	87
Tabelle 47:	Ergebnisse der Skalierung des Columbusmoduls für unterschiedliche Besatzungsgrößen.....	88
Tabelle 48:	Ausstattungsmerkmale des Columbusmoduls und jeweilige Subsystemzugehörigkeit [117].....	89
Tabelle 49:	Daten für das Energieversorgungssystem des NEAHab.....	91
Tabelle 50:	System- und Nachschubmassen für das ECLSS des Habitatmoduls.....	91
Tabelle 51:	Annahmen und Parameter zur Berechnung der Treibstoff und Oxidatormasse sowie der Tankmasse für das Antriebssystem der Raumkapsel. ....	94
Tabelle 52:	Eigenschaften verschiedener europäischer Oberstufentriebwerke für den Einsatz bei interplanetaren Transferstufen [121] [122] [123]. ....	101
Tabelle 53:	Iterativ angepasste Strukturmassenverhältnisse der Unterraketen des Transferfahrzeuges für eine Apophismission. ....	103
Tabelle 54:	Iterativ angepasste Verteilung der Manöver auf die Einzelstufen des Transferfahrzeuges für eine Apophismission. ....	104
Tabelle 55:	Startfenster für eine 180-Tage-Mission zu Apophis für verschiedene Besatzungsgrößen und Einzelstufenmassen bis 100 t bzw. 130 t.....	104
Tabelle 56:	Iterativ angepasste Strukturmassenverhältnisse der Unterraketen des Transferfahrzeuges für eine Mission zu 1999 AO10. Der in Klammern angeführte Buchstabe gibt an, ob es sich um eine kryogene (k) oder eine mit lagerfähigen Treibstoffen betriebene Stufe (l) handelt. ....	111
Tabelle 57:	Iterativ angepasste Verteilung der Manöver auf die Einzelstufen des Transferfahrzeuges für eine Mission zu 1999 AO10.....	111
Tabelle 58:	Startfenster für eine 180-Tage-Mission zu 1999 AO10 für verschiedene Besatzungsgrößen und Einzelstufenmassen bis 50, 100 und 130 t .....	112
Tabelle 59:	Zusammenfassung der Szenarien für die Missionen zu Apophis und 1999 AO10 .....	116

# 1 Einleitung

In der Global Exploration Roadmap (GER) [1] haben alle Weltraumagenturen weltweit den Konsens für die bemannte und unbemannte Exploration des Weltraums für die kommenden Jahre und Jahrzehnte zum Ausdruck gebracht.

Dabei wird deutlich, dass der Mars als „ultimatives“ Ziel für bemannte Explorationen außer Frage steht. Weiterhin sind sich alle Nationen darin einig, dass eine Erforschung und Besiedelung des Mars nur durch koordinierte, internationale Zusammenarbeit erreicht werden kann.

Uneinigkeit herrscht hingegen über den Weg, welcher zum ultimativen Ziel führen wird. Hier existieren im Grunde zwei Pfade: Das „Asteroid First“-Szenario sieht vor, zuerst erdnahe Asteroiden anzufliiegen und dort Technologien und Verfahren für bemannte Langzeitmissionen zu erproben. Anschließend würden bemannte Mondmissionen und schließlich bemannte Marsmissionen angestrebt.

Kritiker dieser Strategie favorisieren das „Moon First“-Szenario mit der Begründung, dass bisher zu wenig Erfahrungen vorhanden sind, um Menschen sicher über das Erde-Mond-System hinaus agieren zu lassen. Der Mond wäre somit ein nahes Ziel, was jedoch ebenso die Herausforderungen von Deep Space Missionen mit sich bringt. Technologieerprobungen für Langzeitmissionen außerhalb der Erdeinflussphäre können im Anschluss daran mit ersten Asteroidenmissionen durchgeführt werden. Das endgültige Ziel ist schließlich eine Langzeitmission zum Mars.

In der Global Exploration Roadmap wird trotz der Uneinigkeit über die letztendliche Strategie eines deutlich: Es werden als einer der nächsten Schritte in der bemannten Raumfahrt Missionen zu erdnahen Asteroiden durchgeführt. Entweder als Vorreitermissionen zum Mond oder aber zum Mars.

Die Europäische Raumfahrtindustrie ist wichtiger Partner bei internationalen bemannten Raumfahrtprojekten und verfügt über Expertise im Bereich der Trägersysteme und Lebenserhaltungssysteme, beides Schlüsselemente für Langzeitmissionen. Bisher hat Europa jedoch noch keine Position zur Art der Beteiligung an Deep Space Missionen bezogen. Wesentlicher Bestandteil dieser Arbeit wird demnach sein, die Anforderungen für Asteroidenmissionen zu identifizieren und damit einen Ausgangspunkt für die Positionierung Europas zu schaffen.

Im Rahmen dieser Arbeit werden erdnahe Asteroiden als Ziele bemannter Raumfahrtmissionen zunächst näher betrachtet. Zuerst werden die Begriffserklärungen, die Population und astrodynamische Gegebenheiten erläutert, um zu einem ganzheitlichen Überblick zu gelangen.

Im Anschluss daran werden die allgemeinen Beweggründe für Asteroidenmissionen kurz dargestellt. Die Darlegung von Inhalten internationaler Raumfahrtstrategien zeigt die konkreten Bestrebungen und Ziele einzelner Raumfahrtnationen und deren aktuellen Standpunkt zu Asteroidenmissionen. Hierbei wird insbesondere auf die Rolle Europas eingegangen.

Die anschließende Zusammenfassung bisheriger robotischer Asteroidenmissionen und der bisher durchgeführten bemannten Missionsstudien dient als Grundlage für die im Rahmen dieser Arbeit zu diskutierenden Schwerpunkte.

Anhand einiger Annahmen und Vorbetrachtungen werden schließlich die Ausgangspunkte für das Systemdesign definiert und die wesentlichen Missionsanforderungen abgeleitet.

Der darauf folgende Abschnitt diskutiert ausführlich die Berechnung von Transferbahnen zu erdnahen Asteroiden und bietet im Ergebnis einen Überblick zu den erreichbaren Zielen und deren physikalischen Eigenschaften. Die Berechnungen erfolgen mit in MATLAB programmierten Algorithmen



unter Verwendung von Ephemeridendaten mehrerer tausend potenzieller Zielasteroiden. Durch einen Update-Mechanismus wird zudem die Aktualität der errechneten Transferbahnen bei möglichen Änderungen der Ephemeriden gewährleistet.

Als ein sehr interessantes Ziel stellt sich bereits vorab Apophis dar, welcher am 13. April 2029 in einem Abstand von nur 37500 km an der Erde vorbeifliegen wird. Sollte der Asteroid an diesem Tag ein bestimmtes, 600 km großes Fenster durchqueren, dann wird es 2036 aufgrund der erfolgten Bahnänderung zu einer Kollision mit der Erde kommen. Durch seinen Durchmesser von 270 m wird Apophis dabei eine globale Gefährdung darstellen. Mit großer Wahrscheinlichkeit würden weltweit Anstrengungen unternommen, Apophis vor dem Einschlag von seinem Kollisionskurs abzubringen. [2]

Im Anschluss an die Bahnberechnung erfolgt die Auslegung eines bemannten Raumfahrzeuges, welches dazu in der Lage ist, mehrere Astronauten während des Fluges zu einem Asteroiden zu versorgen. Diese Systemauslegung ist zunächst allgemein auf alle potenziellen Ziele anwendbar. Schwerpunktmäßig sollen hierbei die in Europa geplanten oder vorhandenen Systeme und Komponenten Berücksichtigung finden.

Aufgrund des großen öffentlichen Interesses wird im letzten Kapitel die Machbarkeit einer bemannten Mission zu Apophis diskutiert. Eine konzeptionelle Systemauslegung unter Verwendung der zuvor definierten bemannten Architekturelemente wird mit den für den Transfer notwendigen Antriebselementen kombiniert. Hier sollen ebenfalls die in Europa verfügbaren Komponenten als Grundlage dienen. Zuletzt wird kurz darauf eingegangen, welche Trägersysteme mit welcher Startfrequenz zur Durchführung einer solchen Mission benötigt werden.

Zum Vergleich wird neben Apophis ein weiterer Asteroid als Alternativziel diskutiert und dafür ebenfalls ein Gesamtkonzept erarbeitet. Der beiden Missionsszenarien werden abschließend hinsichtlich der gesamtheitlichen technischen und programmatischen Anforderungen bewertet und verglichen.

## 2 Vorbetrachtungen zum Missionsdesign

### 2.1 Erdnahe Asteroiden als Ziele bemannter Raumfahrtmissionen

#### 2.1.1 Terminologie, Klassifizierung und Taxonomie

Objekte im Sonnensystem, deren Perihel (kleinster Abstand zur Sonne) kleiner als 1,3AU und deren Aphel (größter Abstand zur Sonne) kleiner als 5,2AU sind, werden allgemein als erdnahe Objekte (Near-Earth Objects – NEOs) bezeichnet. Erdnahe Kometen (Near-Earth Comets – NECs) bilden aufgrund ihres Aufbaus aus Nukleus (Kern) und Koma (Schweif) eine gesonderte Gruppe. NEOs, deren Durchmesser kleiner als 50 m ist, werden auch häufig als Meteoride bezeichnet. Weiter verbreitet ist hingegen die Bezeichnung Asteroiden (Near-Earth Asteroid – NEA) für alle NEOs, die keine Kometen sind. [2] [3] [4] [5]

Die Gruppierung der NEOs erfolgt anhand der Charakteristik ihrer Umlaufbahnen um die Sonne. Es wird zwischen Amors, Apollos, Atens und Atiras unterschieden. Die Bezeichnungen stammen von den gleichnamigen Asteroiden, welche der entsprechenden Gruppe angehören. [2] [4] [6]

**Tabelle 1: Gruppierung der NEOs entsprechend ihrer Umlaufbahnen um die Sonne [2] [4] [6].**

Gruppe	Aphel [AU]	Perihel [AU]	große Halbachse [AU]
Amor		$1,0167 < r_{\text{Perihel}} \leq 1,3$	$a > 1$
Apollo		$r_{\text{Perihel}} \leq 1,0167$	$a > 1$
Aten	$r_{\text{Aphel}} > 0,9833$		$a < 1$
Atiras	$r_{\text{Aphel}} < 0,9833$		$a < 1$

Einige Asteroidenumlaufbahnen schneiden sich aufgrund ihrer Lage mit dem Orbit der Erde oder kommen ihr sehr nahe. Die minimale Distanz zur Erdbahn wird als Minimal Orbit Intersection Distance (MOID) bezeichnet. Diejenigen Asteroiden, deren MOID geringer als 0,05 AU ist und die eine absolute Helligkeit H von weniger als 22 (entspricht einem Durchmesser von mindestens 150 m bei einem Albedo von 0,13; siehe Gleichung (2.1)) besitzen, werden als potenziell gefährliche Asteroiden (Potential Hazardous Asteroids – PHAs) bezeichnet.

Die MOID eines PHA impliziert dabei nicht, dass es zu einer Kollision mit der Erde kommen muss. Aus der MOID lässt sich zunächst ableiten, dass der Orbit des Asteroiden dem der Erde nahe genug kommen kann, um einen Einschlag theoretisch möglich zu machen. Die MOID beinhaltet jedoch keinerlei Aussage zur wahren Anomalie von Erde oder Asteroid. Somit ist die Wahrscheinlichkeit einer Kollision zwar gegeben, das Kollisionsrisiko für PHAs ist jedoch nur gering. [2]

Um das Kollisionsrisiko sicher bewerten und ggf. ausschließen zu können, müssen die Orbits und Orbitpositionen der erdnahen Objekte exakt bekannt sein. Aufgrund von Unsicherheiten bei der Bahnbestimmung kann nur mit einer gewissen Wahrscheinlichkeit, eine Kollision vorhergesagt werden. Die Orbitalelemente der NEOs und insbesondere der PHAs werden daher durch wiederholte Observierungen aktualisiert, um das Kollisionsrisiko neu zu bewerten und eine Gefährdung der Erde nach Möglichkeit auszuschließen. In Abschnitt 2.1.4 wird näher auf die Observationsmöglichkeiten und die Bahnbestimmung für NEOs eingegangen. [2] [4] [5] [7]

Die taxonomische Unterscheidung von NEOs erfolgt nach der Einordnung in spektrale Klassen, die erstmals 1984 vollständig von Tholen [8] beschrieben, 1999 von Bus [9] erweitert und teilweise neu definiert wurden. Es werden insgesamt 26 Klassen unterschieden, die in die drei Hauptgruppen der S-, C- und X-Komplexe eingeordnet werden. „S“ steht hierbei für steinige (sileaceous), „C“ für kohlenstoffreiche (carbonaceous) und „X“ für größtenteils metallische Objekte. Diese drei Hauptgruppen bilden mit über 90 % aller NEOs die größten Populationen. Weitere Untergruppierungen, wie die E-Typen (Eruptivgestein) oder V-Typen (Vesta-ähnlich), kommen nur in geringer Zahl vor und werden aufgrund ihrer untergeordneten Rolle für die Exploration hier nicht näher beschrieben. [4]

Eine zusätzliche Nomenklatur unterscheidet Asteroiden entsprechend ihrer inneren Struktur nach Monolithen, Rubble Piles und geteilte Asteroiden (Differentiated Asteroids). Monolithen weisen eine geringe Porosität und hohe Festigkeit auf. Rubble Piles sind Körper aus lose aneinandergefügt Bruchstücken, die durch hohe Porosität und geringe Festigkeit gekennzeichnet sind. Geteilte Asteroiden haben eine geschichtete innere Struktur, bestehend aus Kern, Mantel und Kruste, wie sie auch bei erdähnlichen Planeten existiert. [4]

### 2.1.2 Motivation für bemannte NEA Missionen

Für die Durchführung von bemannten NEA Missionen existieren zahlreiche Beweggründe aus unterschiedlichen Interessengruppen. Zur systematischen Betrachtung lassen sich vier Kernthemen formulieren: [10]

- **Erforschung des Sonnensystems** – Mit NEA Missionen können Erkenntnisse über die Entstehung und Geschichte des Sonnensystems gewonnen werden.
- **Gefahrenabwehr** – Die Untersuchung des inneren Aufbaus eines NEAs, sowie die Anwendung von Technologien zur Änderung der Bahn eines NEAs können Erkenntnisse zur möglichen Gefahrenabwehr liefern.
- **Exploration** – NEAs sind im Vergleich zu anderen interplanetaren Zielen mit geringem Energieaufwand erreichbar und bieten das Potenzial für die sukzessive Erprobung von Technologien und Verfahren für bemannte Langzeitmissionen zu fernen Zielen. NEA Missionen können somit als Sprungbrett für die weiterführende Präsenz des Menschen im Weltraum dienen.
- **Ressourcennutzung** – Bei bemannten NEA Missionen können Tests von In Situ Resource Utilization (ISRU) Technologien unter realen Bedingungen erfolgen.

Ein großer Vorteil einer bemannten Mission liegt, im Gegensatz zur Nutzung robotischer Raumsonden, in der Flexibilität der Astronauten, sich gegebenen Situationen vor Ort in Echtzeit anzupassen. [11] [12] [13] [14] [15]

Während des Aufenthalts am Asteroiden können Astronauten durch Außenbordaktivitäten direkt mit der Oberfläche interagieren. Dabei können Experimente zur geologischen Untersuchung des Asteroiden, wie die Entnahme und Rückführung von Proben, sowie die Installation von Versuchsanlagen für die Rohstoffgewinnung innerhalb kurzer Zeit und mit direktem Feedback der Astronauten erfolgen.

Die Probenentnahme kann aufgrund der hohen Mobilität der Astronauten an mehreren Stellen durchgeführt werden und erlaubt die Einordnung der Proben in den geologischen Kontext. Besonders interessante Formationen oder Objekte können durch die Astronauten direkt erkannt und untersucht werden. Ebenso können ungeeignete Proben verworfen werden. Die wissenschaftliche Ausbeute einer solchen Probenentnahme ist damit deutlich größer, als bei einer Raumsonde, die nur geringe Mengen von einer einzelnen Landestelle des Asteroiden zurückführen kann.

Neben der präzisen Probenentnahme ist aber auch die genaue Platzierung von Experimenten von entscheidender Bedeutung und stellt damit einen deutlichen Vorteil einer bemannten Mission dar. Seismometer könnten von Astronauten über die Oberfläche verteilt installiert und beispielsweise durch eine künstlich herbeigeführte Detonation am Ende der Mission Messdaten zur inneren Struktur aufnehmen.

Techniken zur Befestigung von Objekten beispielsweise durch Anker und Seile sind komplexe Vorgänge, die nur von Astronauten ausgeführt werden können. Außerdem kann der Astronaut direkte Rückmeldung über den Erfolg oder Misserfolg eines Experimentes geben und ggf. Modifikationen bei der Versuchsdurchführung vornehmen.

Zusammenfassend betrachtet ermöglichen bemannte Missionen im Vergleich zu Raumsonden die Durchführung einer größeren Anzahl komplexer Experimente. Die Echtzeit-Interaktion mit dem Asteroiden und die Fähigkeit auf unvorhersehbare Situationen zu reagieren sind für Raumsonden nicht möglich. Es existieren damit klare Einschränkungen für unbemannte Systeme, wenngleich sie für die Durchführung bemannter Missionen ein wichtiges Element darstellen (siehe dazu auch Abschnitt 2.2.1).

Mit Bezug auf die als Themenkomplex genannte Weltraumerkundung bieten NEA Missionen die Möglichkeit, Lebenserhaltungssysteme und andere Raumfahrzeug-Subsysteme für Langzeitmissionen zu testen. Als Ausgangspunkt dienen die bereits heute auf der ISS eingesetzten und erprobten Verfahren. NEA Missionen können dafür die ersten Anwendungsfälle darstellen, bevor Mond- oder Marsmissionen nach technologisch ausgereifteren Systemen verlangen. Eine nachträgliche Versorgung mit Verbrauchsgütern ist im Gegensatz zu erdnahen Missionen nicht möglich, weshalb möglichst geschlossene Stoffkreisläufe für große Einsparungen bei der Startmasse führen können.

Das Potenzial einer bemannten Asteroidenmission, als Vorreiter für Langzeitmissionen zu dienen und die dafür notwendigen Technologien zu erproben, ist sehr groß. Durch die bei Vorreitermissionen möglichen Weiterentwicklungen von verschiedenen Raumfahrzeugsystemen kann für zukünftige Explorationsmissionen zu Mond oder Mars eine geringere Startmasse gegenüber dem direkten Weges zu diesen Körpern erreicht werden, was ein entscheidender Faktor für deren Machbarkeit darstellt.

### 2.1.3 Bemannte NEA Missionen in internationalen Raumfahrtstrategien

Die Grundlage für ein breites internationales Interesse an der bemannten Exploration von Asteroiden schuf die Obama-Administration durch eine Richtlinie in der US-Amerikanischen Weltraumstrategie (National Space Policy – NSP) vom 28. Juni 2010. Hierin findet sich die direkte Anordnung an den Administrator der NASA, „ab 2025 bemannte Missionen zu Zielen jenseits des Mondes und insbesondere zu Asteroiden durchzuführen“ [16, p. 11]. Diese Aussage stellt das derzeit konkreteste Ziel in der bemannten Raumfahrt der USA, Europas und Russlands dar.

Die NASA setzt diese Richtlinie derzeit durch die Entwicklung des SLS als Trägersystem und das Multi-Purpose Crew Vehicle in die Praxis um. Die Bekanntgabe einer Mission zu einem konkreten Ziel ist entgegen den Forderungen in der Weltraumstrategie noch nicht erfolgt. Zunächst werden ausschließlich die erforderlichen Technologien und Elemente für bemannte Missionen jenseits des Erdbits entwickelt.

Wenngleich die US NSP über mehr Kooperation mit internationalen Partnern in der Raumfahrt spricht, so fehlt es doch an der Nennung konkreter Bereiche oder Themen, in denen diese Zusammenarbeit erfolgen soll.

Letzteres stellt aus Sicht der Vereinigten Staaten jedoch auch eine verständliche Formulierung dar, da es in Europa derzeit noch an einer klaren Linie, insbesondere für die bemannte Raumfahrt fehlt. Der jüngste Vorstoß in diesem Bereich findet sich in der Resolution des Konzils der Europäischen Union:

Die „Europäische Vision zur Exploration des Weltraums“ besagt, dass „Europa seine Aktivitäten in der Robotik und in der bemannten Raumfahrt im Rahmen eines weltweiten Programmes ausüben sollte“. Dabei soll die „Verwertung und Nutzung der ISS ein Schlüsselement für zukünftige Explorationsprogramme sein“. Alle Vorhaben sollen schließlich zu einer gemeinsamen und einheitlichen Europäischen Weltraumstrategie führen. [17]

Aus den politischen Richtlinien der USA und Europas wird deutlich, dass beiderseits auf internationale Zusammenarbeit und gemeinsame Explorationsmissionen gesetzt werden soll und beide Partner dies als unumgängliche Entwicklung in der Raumfahrt verstehen. Dennoch wagt keine der beiden Seiten einen Vorstoß, wie diese Zusammenarbeit zukünftig aussehen soll. Für die bemannte Raumfahrt bedeutet dies im ungünstigsten Fall eine gebremste Entwicklung und im günstigsten Fall die parallele Entwicklung von Technologien und Systemen, solange kein gemeinsamer Fahrplan erarbeitet wurde.

Russland verfolgt im Vergleich zu den USA und der Europäischen Union nur untergeordnete, wenig konkretisierte Ziele, die bemannte Raumfahrt über den Erdorbit hinaus zu betreiben. Interplanetare Explorationen sollen aber voraussichtlich über eine oder mehrere Mondmissionen direkt zu bemannten Marsmissionen führen. Die bemannte NEO-Exploration ist bisher kein Thema auf der russischen Agenda. Ebenso wie die USA entwickelt Russland aber mit den Programmen zu Angara und Soyuz-2 neue Trägersysteme für zukünftige Aufgaben des Raumtransports. [18]

Das Chinesische Raumfahrtprogramm hat sich die Durchführung bemannter Missionen zum Mond als langfristiges Ziel gesetzt. Inwiefern dieses Ziel konkret in einer Weltraumstrategie verankert ist, lässt sich nicht exakt feststellen. Häufig sind die Informationen diesbezüglich nur spekulativ und beruhen auf politischen Aussagen. Gewissheit besteht jedoch darin, dass China eine führende Rolle in der Raumfahrt weltweit erlangen möchte und Experten sind sich darüber im Klaren, dass dazu ein bemanntes Programm dienen soll. Außerdem ist China an intensiven internationalen Kooperationen interessiert, deren genaue Definition ebenfalls unbekannt ist. [19] [20]

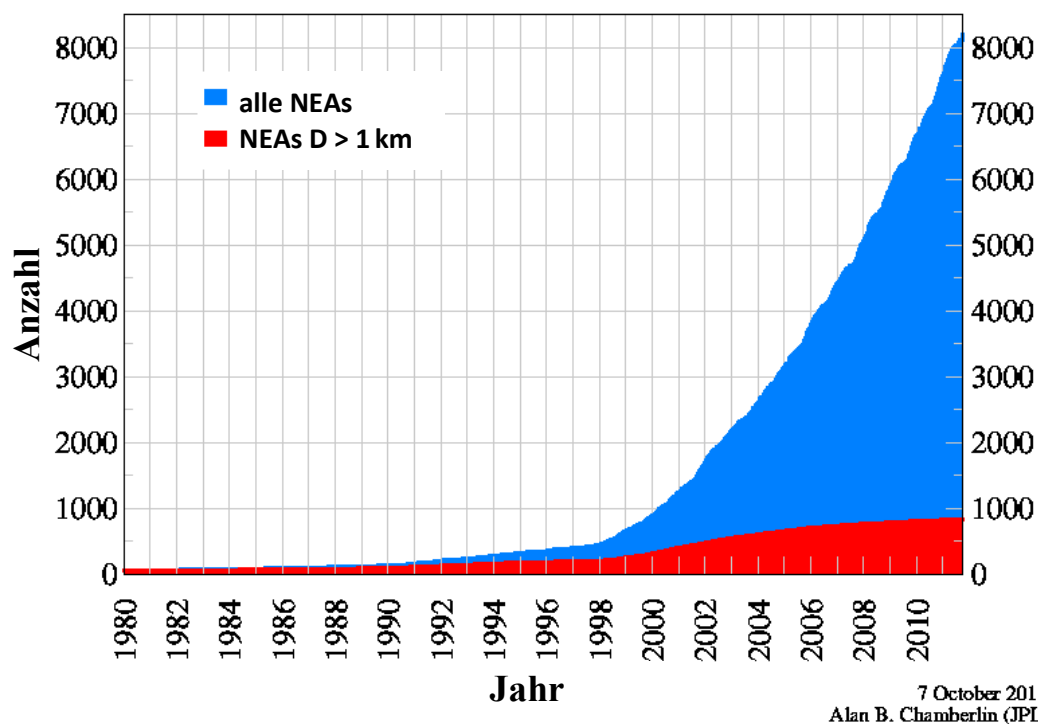
Indien als weitere Raumfahrtnation mit klaren Zielen in der bemannten Raumfahrt ist noch nicht im Besitz der notwendigen Technologie für bemannte Raumtransportsysteme. Derzeit wurden erste Studien über die Machbarkeit eines bemannten Raumfahrtprogramms durchgeführt. Diese Vorstudien haben sich mit der Entwicklung einer vollständig autonom operierenden Kapsel für 2 bis 3 Besatzungsmitglieder für Missionen in den niedrigen Erdorbit bis 300 km Höhe befasst. [21]

### 2.1.4 NEO Population, Bahngenaugigkeiten und Observationsmöglichkeiten

In den vergangenen 10 bis 15 Jahren ist es zu einem sprunghaften Anstieg der Anzahl bekannter erdnaher Asteroiden gekommen und einem damit verbundenen hohen Datenaufkommen. Wie der Verlauf in Abbildung 1 zeigt, haben das Near-Earth Object Program (NEOP) der NASA und weltweite Suchkampagnen mit unterschiedlichsten Observatorien dazu geführt, dass es nach 1998 zu einer Vervielfachung der Entdeckungsrate (siehe Abbildung 3) und damit auch der Anzahl bekannter NEOs gekommen ist. Das vom Jet Propulsion Laboratory (JPL) der NASA geführte NEOP publiziert den aktuellen Status über die Erforschung der Bahnen und Eigenschaften erdnaher Asteroiden auf seiner Webseite [2]. Verschiedene Schnittstellen erlauben die Nutzung dieser Daten für eigene Untersuchungen. Diese Möglichkeit soll insbesondere im Rahmen dieser Arbeit zur Gewinnung möglichst genauen Orbitdaten genutzt werden, um damit Bahnberechnungen durchzuführen. Als Schnittstelle zu den Bahndaten wird das HORIZON System verwendet, um stets aktuelle Ephemeriden zu erhalten, welche außerdem als zuverlässig und beständig eingeschätzt werden. Des Weiteren wird die NEOP Webseite als eine Quelle für die physikalischen Parameter der Asteroiden genutzt, deren Aktualität und Verlässlichkeit für die Bewertung potenzieller Zielasteroiden eine zentrale Bedeutung zugemessen wird.

Derzeit sind insgesamt 8315 NEOs bekannt, darunter 8225 NEAs und 90 NECs. 1255 NEAs werden als PHAs eingestuft und 151 PHAs haben einen Durchmesser von mehr als einem Kilometer. Aus der Gesamtpopulation der NEAs haben 831 Objekte einen Durchmesser von mehr als einem Kilometer. (Stand der genannten Daten: 15.10.2011, [2])

Die Dynamik der Bahnen der existierenden NEOs wird von einem komplexen Zusammenspiel von Gravitations- und Resonanzkräften bestimmt [7, p. 7]. Des Weiteren kommt es durch verschiedene Mechanismen, wie beispielsweise durch den Yarkovsky- und den YORP-Effekt [22] zu Veränderungen in der Population. Beide Effekte erzeugen aufgrund der Erwärmung des Asteroiden durch die Sonne



**Abbildung 1:** Verlauf der Anzahl bekannter erdnaher Asteroiden zwischen 1980 und Oktober 2011, sowie der Anteil großer NEAs an der Gesamtpopulation. vgl. [2]

eine Kraftwirkung über die Abgabe thermischer Strahlung. Das Resultat sind Radialkräfte (Yarkovsky-Effekt) und Momente (YORP-Effekt) am Asteroiden. Erstere führen über einen langen Zeitraum zu einer Änderung der großen Halbachse und der Exzentrizität des Asteroidenorbits, die Momente beeinflussen die Rotationsrate des Asteroiden und damit indirekt auch den Yarkovsky-Effekt. Dadurch können Objekte mit  $D < 40$  km aus dem Hauptasteroidengürtel, dem Bereich zwischen Mars und Jupiter (2 bis 3,3 AU), in die Resonanzzone und damit auf erdnahe Bahnen gelangen, was zu einer wachsenden NEO-Population führt.

Daneben ist die Lebensdauer existierender NEOs aber, aufgrund der Wechselwirkungen mit verschiedenen Himmelskörpern, auf einige Millionen Jahre begrenzt. Das Entfernen eines NEO geschieht dabei überwiegend durch eine Kollision mit der Sonne (70 %) oder durch den Transfer auf hyperbolische Fluchtbahnen bezüglich des Sonnensystems (28 %). Nur etwa zwei Prozent der insgesamt beseitigten Objekte werden durch Einschläge, unter anderem auch auf der Erde, aus der Population entfernt. Die Änderungen in der Gesamtpopulation ereignen sich im Laufe mehrerer Millionen Jahre, weshalb sie für diese Arbeit einen geringen Einfluss darstellen. [7]

Aufgrund der dynamischen Umgebung und der Mechanismen zur Änderung der Population ergeben sich permanente Variationen in den Bahnelementen von erdnahen Asteroiden, was die Langzeit-Vorhersage der Ephemeriden und damit die Abschätzung des Kollisionsrisikos erschwert. Ephemeriden werden des Weiteren für die Transferbahnberechnungen für NEA Missionen und für die dazugehörigen Abschätzungen des Antriebsbedarfes benötigt. Sie bilden daher eine wichtige Grundlage für diese Arbeit. Die genauere Bestimmung der Ephemeriden von NEAs erhöht direkt die Genauigkeit der Transferbahnberechnungen.

Eine Bewertung der Genauigkeit wird über den Orbit Condition Code (OCC) realisiert. Häufig findet sich dafür auch die Bezeichnung Uncertainty Parameter (U). Zu dessen Bestimmung wird zunächst die Abweichung der Position des Asteroiden auf dessen Orbit in Bogensekunden je Jahrzehnt (dec) aus verschiedenen Orbitparametern ermittelt. Daraus wird der OCC mittels eines logarithmischen Zusammenhangs gebildet und auf die jeweils niedrigere ganze Zahl gerundet. Die daraus entstehende Skala und ihre Grenzwerte zeigt Tabelle 2. [23]

**Tabelle 2: Skala des Orbit Condition Codes (OCC). [23]**

OCC	Abweichung [ $^{\circ}/10$ a]	OCC	Abweichung [ $^{\circ}/10$ a]
0	$< 2,78 \cdot 10^{-4}$	5	$< 0,47$
1	$< 1,22 \cdot 10^{-3}$	6	$< 2,08$
2	$< 5,44 \cdot 10^{-3}$	7	$< 9,2$
3	$< 2,4 \cdot 10^{-2}$	8	$< 40,695$
4	$< 0,106$	9	$> 40,695$

Aus Sicht der Bahnbestimmung bedeutet ein OCC von neun, dass nur wenige und unter Umständen kurze Beobachtungen des Objektes erfolgt sind, die keine exakte Positionsbestimmung erlauben. Ein OCC von null lässt auf häufige und sehr exakte Beobachtungen schließen, die zu einer hohen Qualität der errechneten Orbitalelemente und Ephemeriden führen. Die Berechnung der Flugbahn zu einem Asteroiden erfolgt beispielsweise im Jahr 2011. Das Ziel soll entsprechend der verfügbaren Ephemeriden im Jahr 2050 angefliegen werden. Bei einem OCC von acht für den Asteroiden, könnte dessen wahre Position theoretisch fast  $160^{\circ}$  entfernt sein und sich der Asteroid damit nahezu gegenüberliegend zur erwarteten Position befinden. Übertragen auf einen Orbit mit einer Periode von 365 Tagen

bedeutet ein OCC von fünf in 39 Jahren hingegen eine maximale Abweichung von weniger als 2 Tagen. Es wird angenommen, dass die Bahnmanöver auf Basis von Ephemeriden mit einem OCC von fünf annähernd korrekt sind. Ein OCC bis fünf ist für die in dieser Arbeit durchgeführten Konzeptstudien folglich vertretbar. [2]

Eine Präzisierung der Bahndaten von bekannten Asteroiden und die Suche nach neuen NEAs können mit Hilfe von bodengestützten und satellitengestützten Beobachtungsmethoden erfolgen. Daraus können abhängig von der Observationsmethode zahlreiche bahnmechanische und physikalische Parameter abgeleitet werden, die im weiteren Verlauf auch für die Planung bemannter Explorationen von Bedeutung sind. Im Folgenden sollen die für Asteroiden hauptsächlich angewendeten Observationsmöglichkeiten und die daraus ableitbaren Größen vorgestellt werden.

Die Radiometrie ist eine Kombination aus Fotometrie, der Lichtmessung im sichtbaren Wellenlängenbereich, und der Messung thermaler Infrarotstrahlung (etwa 20  $\mu\text{m}$ ). Mithilfe verschiedener Filter können Helligkeitsinformationen in unterschiedlichen Farbbereichen des Lichtes gemessen werden. Diese gemessene scheinbare Helligkeit des Objektes korreliert mit dessen Abstand zum Beobachter, der für unterschiedliche Objekte verschieden groß ist. Um mehrere Objekte miteinander vergleichbar zu machen, wird die Helligkeit auf eine Distanz von 10 pc (Parsek) normiert und als absolute Helligkeit  $H$  bezeichnet. Häufig findet sich auch die Bezeichnung Größenklasse, da sich aus den fotometrisch gewonnenen Helligkeitsinformationen durch Vergleichsmessungen die Größe eines Asteroiden anhand eines Körpers mit bekannter Helligkeit, Größe und Albedo abschätzen lässt.

Als Vergleichsobjekt wird meist der Asteroid Ceres mit einer absoluten Helligkeit  $H_{\text{Ceres}}$  von 3,34, einem Durchmesser  $d_{\text{Ceres}}$  von 952,4 km und einem Albedo  $\alpha_{\text{Ceres}}$  von 0,09 verwendet. Mit Annahmen für den Albedo  $\alpha_A$  des Asteroiden und die ermittelte absolute Helligkeit  $H_A$  kann die Größe  $d_A$  (siehe Gleichung (2.1) [3]) abgeschätzt werden. Für die meisten Asteroiden ist der Albedo nicht bekannt, weshalb ein Bereich von 0,04 (entspricht einem C-Typ Asteroiden) bis 0,2 (entspricht einem S-Typ Asteroiden) als wahrscheinlichster Wertebereich angenommen wird [24].

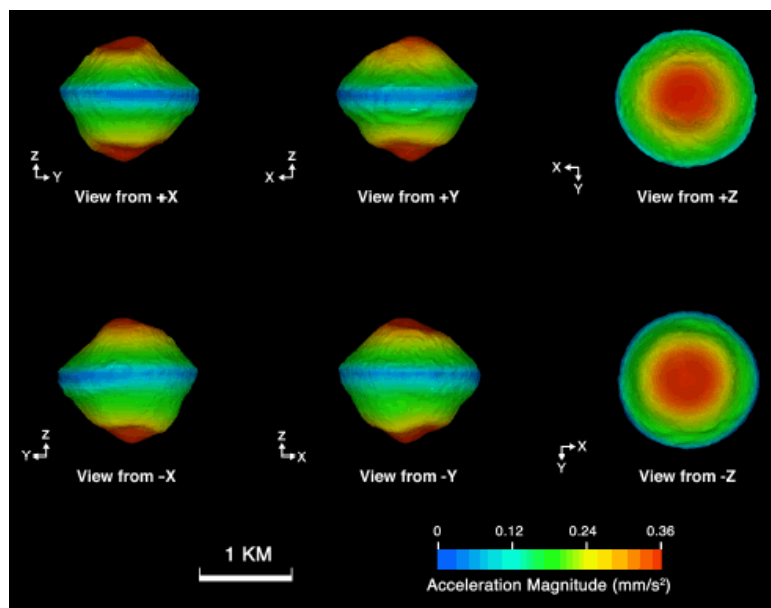
$$d_A[\text{km}] = \sqrt{\frac{d_{\text{Ceres}}^2[\text{km}] \cdot \alpha_{\text{Ceres}}}{\alpha_A} \cdot 100^{0,2 \cdot (H_{\text{Ceres}} - H_A)}} \quad (2.1)$$

Eine detailliertere Analyseverfahren, im Zusammenhang mit der Messung des abgestrahlten Lichtes eines Objektes, ist die Anfertigung von Spektralaufnahmen. Mit Hilfe von Prismen oder Dispersionsgittern können die verschiedenen Wellenlängen des Lichtes separiert und die spektrale Energieverteilung oder Intensität eines Asteroiden vermessen werden. Die Spektralanalyse grenzt sich dabei durch eine gleichzeitige Aufzeichnung des gesamten Lichtspektrums von der reinen Fotometrie ab. Trotzdem findet sich in einiger Literatur auch die Bezeichnung Spektralfotometrie. [25]

Abbildung A - 1 zeigt eine detaillierte Spektralaufnahme des Asteroiden Apophis. Über verschiedene Analysemethoden konnten daraus die taxonomische Klasse (Sq-Typ), die mineralogische Zusammensetzung und die Zuordnung zur Klasse der LL-Chondrite bestimmt werden. LL steht dabei für „Low Iron“ und „Low Metal“, was mit einem typischen Eisengehalt von 19 bis 22 % gleichgesetzt wird. Nur ein bis drei Prozent davon sind ungebundenes Eisen, wonach LL-Chondrite nur schwach magnetisch sind [26]. Diese Informationen über die Zusammensetzung der Objekte werden aus dem Vergleich mit auf der Erde gefundenen Meteoriten gewonnen.

Während die Radiometrie ausschließlich passiv die vom Objekt selbst reflektierte und emittierte Strahlung erfasst, ermöglicht die Radarastronomie den Empfang von aktiv ausgesendeten Signalen. Durch exakte Laufzeitmessungen und die Ermittlung von Phasenverschiebung und Frequenzänderung





**Abbildung 2:** 3D Oberflächenmodell und Oberflächenbeschleunigung von 1999 KW4, generiert aus hochauflösenden Radaraufnahmen der Goldstone und Arecibo Observatorien. [28]

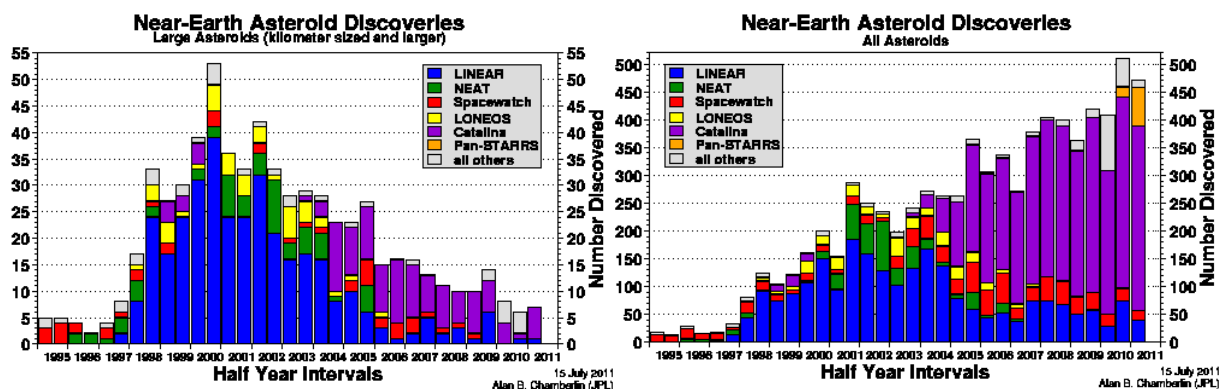
ist es möglich, Entfernung, Geschwindigkeit und das Reflexionsverhalten der Asteroidenoberfläche zu ermitteln.

Aus radarastronomisch gewonnenen Positions- und Geschwindigkeitsdaten können in erster Linie sehr gute Ephemeriden generiert werden, die über bis zu 100 Jahre verlässliche Voraussagen zur Umlaufbahn liefern [27]. Aufgrund des hohen räumlichen Auflösungsvermögens von Radaranlagen von weniger als 10 m, werden detaillierte Radarkarten erstellt. Daraus können Rückschlüsse auf zahlreiche Eigenschaften, wie die Topografie, den inneren Aufbau, die Gravitation, die Masse und die Rotation gezogen werden. Abbildung 2 zeigt eine hoch detaillierte Oberflächen- und Gravitationskarte des Asteroiden 1999 KW4. Damit ist es möglich, sehr gute Vorhersagen über die Bewegung eines Raumfahrzeuges in einem Orbit um den Asteroiden zu treffen. [27] [28]

Aufgrund der hohen Auslastung der großen Observatorien weltweit, ist es nicht möglich, jeden NEA vollständig fotometrisch, spektral und radioastronomisch zu charakterisieren und seinen Orbit mit der gewünschten Genauigkeit vorauszuberechnen. Die Ziele der Forschungsgruppen um NEAs sind deshalb genauer definiert worden, um das Interesse an NEAs mit den verfügbaren Kapazitäten vereinbaren zu können.

Das gesetzte Ziel der Wissenschaftler des NEOP ist es, 90 % des Restrisikos von Einschlägen zu eliminieren, die zu sub-globalen Gefährdungen führen würden. Daraus lässt sich eine Anforderung an die Suchprogramme ableiten, dass 90 % aller PHOs mit Durchmessern kleiner als 140 m gefunden und katalogisiert werden müssen.

Gleichzeitig werden automatisch etwa 50 % der PHOs mit Durchmessern kleiner als 50 m identifiziert und weiterhin ergibt sich die Möglichkeit zur Frühwarnung vor den bis dato unentdeckten PHOs dieser Größe. Bei Objekten der Tanguška-Größe (50 m Durchmesser) kommt es im Fall eines Eintrittes in die Erdatmosphäre zu einem erheblichen Luftstoß und zu Schäden am Boden. Objekte der 140 m-Klasse verursachen schließlich Einschläge und die Entstehung von Kratern auf der Erdoberfläche. [7]



**Abbildung 3: Entdeckungsraten für neue Asteroiden durch verschiedene Suchprogramme weltweit. Links: Entdeckungsrates großer NEAs mit  $D > 1$  km, Rechts: Entdeckungsrates aller NEAs. [2]**

Ein langfristiges Ziel der NASA war es, bis 2008, 90 % aller NEAs mit Durchmessern größer als 1 km zu katalogisieren, um damit das Risiko einer globalen Gefährdung abzuschätzen. Am 28. Oktober 2011 lag die Quote bereits bei 83,1 %.

In Abbildung 3 (links) ist aber das Problem derzeitiger Suchprogramme sehr gut erkennbar: Die Entdeckungsrates für große Objekte ist stark gesunken und konnte nur durch die Leistung der Catalina-Sky-Survey auf einem produktiven Niveau gehalten werden. Auch die Gesamtpopulation der bekannten NEAs wird derzeit hauptsächlich durch das Catalina-Programm erweitert. Die Entdeckung neuer Asteroiden mit den existierenden Observatorien wird deshalb zunehmend schwieriger. Derzeit stehen den Forschern die folgenden Projekte zur NEA-Suche und deren Charakterisierung zur Verfügung: [2] [7]

- NEOWISE Space Infrared Survey
- Lincoln Near-Earth Asteroid Research (LINEAR)
- Near-Earth Asteroid Tracking (NEAT)
- Spacewatch
- Lowell Observatory Near-Earth Object Search (LONEOS)
- Catalina Sky Survey
- Japanese Spaceguard Association (JSGA)
- Asiago DLR Asteroid Survey

Hinzu kommen noch zahlreiche kleine NEO Discovery Teams, die sich im amateurastronomischen Bereich mit dem Auffinden von NEOs beschäftigen.

Laut einer von der NASA durchgeführten Studie kann kurzfristig (in weniger als 10 Jahren) nur ein Weltraumteleskop auf einer heliozentrischen Bahn mit dem Radius der Venus (0,7 AU) und einer Apertur von ein bis zwei Metern zur gewünschten Vervollständigung des Kataloges führen.

Bodengebundene Erkundungen und derzeit aktive weltraumbasierte Systeme ermöglichen dieses Ziel nur langfristig (innerhalb von 20 Jahren). Die in der Studie genannten Zeitangaben gehen dabei von einem Beginn der Operationen im Jahr 2008 aus. Nach Aussage der NASA soll sich die Auswahl eines Observationssystems aber stets nach der Verringerung der Höhe des maximalen statistischen Risikos pro investierten Dollar richten. Das Risiko beinhaltet demnach nicht nur die Wahrscheinlichkeit irgendeines Einschlages, welche ohnehin sehr hoch ist, sondern bewertet außerdem das von einem Einschlag ausgehende Gefährdungspotenzial. [7]

Für die zukünftig geplante bemannte Exploration von NEOs gibt es erweiterte Anforderungen bezüglich der Such- und Observationsmethoden. Dabei unterscheiden sich die Anforderungen für die Entdeckung potenzieller Ziele von denen für die exakte Charakterisierung der Objekte. [29]

Die Katalogisierung, Verfolgung und Bahnbestimmung der NEOs sollen nach Meinung der Forscher so umfassend wie möglich erfolgen, damit die Unsicherheiten und die daraus entstehenden Risiken für bemannte Missionen minimiert werden können. Die Erfassung der Objekte sollte zudem in möglichst großer Entfernung und damit vor den Phasen dichter Annäherung an die Erde stattfinden. Bemannte Missionen können dann auch zu Asteroiden führen, die zum Entdeckungszeitpunkt noch keine dichte Annäherung an die Erde hatten. Somit würde sich eine größere Anzahl an potenziellen Zielen für eine bemannte Mission ergeben, da die Zielobjekte zuvor keines Erdvorbeifluges bedürfen. [29]

Der Einsatz weltraumbasierter Observatorien würde die gestellten Anforderungen, wie bereits erwähnt, deutlich schneller und mit der erforderlichen Genauigkeit erlauben. Die Missionsplanung für bemannte und robotische Systeme wäre damit schon in frühen Stadien des Systemdesigns bekannt. Insbesondere die Bahnbestimmung kleinerer Zielobjekte bis unter die Grenze von 100 m im Durchmesser könnte durch weltraumbasierte Observatorien deutlich verbessert werden. [7] [29]

Bei der physikalischen Charakterisierung von NEOs besteht nach Auffassung der Forschungsgemeinschaft ein sehr großer Bedarf über die gesamte NEO Population. Die durchzuführenden Untersuchungen sollten die für bemannte Missionen relevanten Daten abdecken. Dazu zählen Daten über die Rotationsperiode, die Lage der Rotationsachse, die Größe und Form, das Vorhandensein von Monden, die Zusammensetzung und den inneren Aufbau. Zusätzlich sind Kenntnisse über Eigenschaften und Verhalten des Regolith-Gesteins (Oberflächengestein) entscheidend.

Die physikalischen Eigenschaften von NEOs haben einen großen Einfluss auf die Dynamik des Raumfahrzeuges. Es existieren bereits Szenarien für das Operieren mit NEOs verschiedener Größen, Formen und Morphologien. Die Suche nach Zielen für die ersten bemannten Missionen richtet sich primär nach der Erreichbarkeit und den Beschränkungen durch die Dynamik, sowie der Größe und Rotationsrate der NEOs.

## **2.2 Bisherige und zukünftige NEO Missionen**

### **2.2.1 Überblick zu unbemannten NEO Missionen**

Unbemannte Missionen zu erdnahen Objekten sind in unterschiedlicher Form bereits mehrfach durchgeführt worden. Dieser Abschnitt soll einen kurzen Überblick zu diesen Missionen und deren wissenschaftlichem und technischem Hintergrund geben. Das Ziel ist nicht, Details der Projekte vollständig zu diskutieren. Vielmehr soll eine Aufstellung der wesentlichen Fakten den bisherigen Forschungsstand aufzeigen und die Erfahrungen mit Flügen zu NEOs reflektieren. Die hier aufgeführten Eigenschaften und die Instrumentierung der Raumfahrzeuge können für die Definition zukünftiger robotischer Missionen zu NEAs herangezogen werden, sie sind jedoch auch für die Auslegung einer bemannten Mission von Bedeutung. Des Weiteren lässt sich die Frage klären, inwiefern eine robotische Mission als Vorläufer für eine bemannte Mission eingesetzt werden kann.

Die Jupitersonde Galileo war das erste Raumfahrzeug, welches einen dichten Vorbeiflug an einem Asteroiden durchführte. Der Asteroid Gaspra wurde am 29. Oktober 1991 mit einem kürzesten Abstand von 1600 km passiert, wobei fotografische Aufnahmen mithilfe einer Multispektralkamera ge-

macht wurden. Während eines Vorbeifluges am Asteroiden Ida am 29. September 1993 entdeckte Galileo außerdem den ersten Mond eines Asteroiden. [30] [31]

Am 7. Februar 1996 startete mit dem NEAR Shoemaker Raumfahrzeug die erste dedizierte Asteroidenmission. Die Sonde trat am 14. Februar 2000 als Erste in einen Orbit um einen NEA ein, den S-Typ Asteroiden Eros. Knapp ein Jahr später setzte sie erstmals eine Asteroidenlandesonde ab, welche am 12. Februar 2001 auf der Oberfläche von Eros aufsetzte. [32]

Der am 9. Mai 2003 gestarteten Hayabusa Raumsonde gelang am 26. November 2005 mit einem sogenannten Touch-and-go-Manöver die erste Probenentnahme von einem Asteroiden. Dabei näherte sich die Sonde zunächst dem Zielasteroiden Itokawa an und stieß anschließend mit einem flexiblen Tubus auf der Oberfläche auf. Der von einem abgefeuerten Projektil aufgewirbelte Staub konnte über den Tubus in der Rückkehrkapsel eingefangen werden, welche am 13. Juni 2010 auf die Erdoberfläche zurückkehrte. Nach dem Touch-and-go-Manöver ging zunächst der Kontakt zur Sonde verloren. Er konnte jedoch Anfang 2007 wiederhergestellt und die Mission daraufhin erfolgreich beendet werden. [33] [34]

Den ersten künstlichen Einschlag auf einem NEO hat die Deep Impact Mission am 3. Juli 2003 auf dem Kometen Temple 1 erzeugt. Der aufgewirbelte Staub konnte mit den Instrumenten der Muttersonde beobachtet und spektralfotometrisch untersucht werden und gab somit einen Blick auf die unter der Kometenoberfläche vorkommende Zusammensetzung frei. [35] [36]

Mit der am 7. Februar 1999 gestarteten STARDUST-Sonde gelang am 2. Januar 2004 die erste Probenentnahme von der Koma eines Kometen. Dazu wurde ein Kollektor in den Schweif von Komet Wild 2 gehalten und anschließend auf einem Wiedereintrittskörper zur Erdoberfläche zurückgebracht. [37]

Im Jahr 2011 waren zwei der älteren Raumfahrzeuge noch immer aktiv. Die Muttersonde der Deep Impact Mission hat zuletzt im Jahr 2010 unter der Bezeichnung EPOXI den Kometen Hartley 2 besucht und wird weiterhin für verschiedene Experimente und Beobachtungen genutzt. Die STARDUST-Sonde war bis zum 25. März 2011 unter der Bezeichnung STARDUST-NExT mit der Untersuchung von Temple 1 beschäftigt. [38]

Die beiden aktuellen Asteroidensonden ROSETTA (ESA) und DAWN (NASA) werden noch bis mindestens 2014 bzw. 2015 ihre Missionen fortsetzen. ROSETTA wurde am 2. März 2004 gestartet und näherte sich bereits den Asteroiden Steins (5. September 2008) und Lutetia (10. Juli 2010) an. Seit Juli 2011 befindet sich das Raumfahrzeug planmäßig in einem Hibernationsmodus, den es im Januar 2014 verlassen wird. Für den 1. Mai 2014 ist dann die Ankunft am Zielobjekt, dem Kometen Churyumov-Gerasimenko geplant. Die Sonde wird dort den Lander Philae absetzen. [39] Die DAWN-Sonde wird den zweitgrößten Asteroiden Vesta und den größten Asteroiden im Sonnensystem, Ceres, erforschen. Seit dem 17. Juli 2011 befindet sich das Raumfahrzeug in einem Orbit um Vesta, den es nach einem Jahr wieder verlassen soll, um anschließend zu Ceres zu fliegen. Die Ankunft bei Ceres ist für Februar 2015 geplant und die Primärmission soll Mitte 2015 enden. [40]

Bei der nächsten geplanten Asteroidenmission der NASA mit dem Namen OSIRIS-REx (OSIRIS Regolith Explorer) soll es sich wieder um eine Probenrückführungs-Mission handeln. Der Start ist für 2016 vorgesehen und das Raumfahrzeug soll 2019 den NEA 1999 RQ36 erreichen. Daraufhin wird die Asteroidenoberfläche aus einem Observationsorbit untersucht und etwa 60 g Probenmaterial von einer ausgewählten Stelle entnommen. 2023 soll die gefüllte Rückkehrkapsel wieder die Erdoberfläche erreichen. Das Kapseldesign orientiert sich dabei stark an der flugerprobten STARDUST-Rückkehrkapsel. [41]

Die JAXA plant für 2014 oder 2015 den Start der Hayabusa 2 Mission zum C-Typ Asteroiden 1999 JU3. Die Inhalte der Mission und die Raumsonde selbst sind bis auf einige technische Neuerungen identisch zu denen der Vorgängermission Hayabusa. Zusätzlich soll ein kleiner Lander namens MASCOT, entwickelt und gebaut vom Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR), abgeworfen werden [42]. Er wird daraufhin für wenige Tage Messdaten an das Mutterschiff senden. Hayabusa 2 wird außerdem wieder eine Rückkehrkapsel enthalten, die 2020 auf die Erdoberfläche zurückkehren soll. [43]

Eine Charakterisierung der bisherigen Zielobjekte zeigt, dass es sich bei vier der Missionen um reine NEA Missionen gehandelt hat. Die Hauptziele waren dabei häufig S-Typ Asteroiden. Die Raumsonde DAWN wird mit Ceres und Vesta erstmals einen C- und einen V-Typ Asteroiden aus nächster Nähe über einen längeren Zeitraum untersuchen. Weitere taxonomische Typen wurden ausschließlich bei dichten Vorbeiflügen observiert. Hayabusa hat als einziges Raumfahrzeug Proben von einem Asteroiden zurück auf die Erde gebracht.

Neben den NEAs dienten öfter Kometen als Zielobjekt von Raumsonden. Neben einigen Vorbeiflügen wurde bisher eine Probe zurückgeführt und eine Impact-Mission durchgeführt. ROSETTA wird die erste umfangreiche Landemission mit einem mobilen Lander auf einem Kometen.

Die Abmessungen der besuchten NEAs sind sehr unterschiedlich. Sie reichen von sehr kleinen Objekten, wie Itokawa mit 330 m Durchmesser, bis hin zum größten Asteroiden Ceres mit 952,4 km Durchmesser. [2]

Die meisten Objekte, bis auf der von Hayabusa angeflogene Asteroid Itokawa, waren größer als 1 km im Durchmesser (siehe Abbildung A - 2). In der Zeit vor dem Jahr 2003, als sich in etwa die Hälfte der Raumsonden in der Missionsplanung oder -durchführung befanden, waren die Bahnen von gerade einmal 2183 NEOs bekannt (siehe auch Abbildung 1). Dass von den bekannten NEOs circa ein Viertel einen Durchmesser von mehr als einem Kilometer besaß, würde die Auswahl größerer Zielobjekte erklären [2]. Die Möglichkeiten, sehr genaue Bahnen kleinerer Objekte aus der zu dieser Zeit bekannten Population zu erhalten, waren vermutlich sehr eingeschränkt. Das könnte ein Grund dafür sein, dass diese Objekte nicht als Ziele für die Explorationsmissionen ausgewählt wurden. Ein weiterer Grund ist, dass die Umlaufbahnen um größere Asteroiden meist stabiler sind, da größere Objekte häufiger eine Kugelform und damit ein homogeneres Gravitationsfeld aufweisen [44]. Eine Mindestgröße oder die Bevorzugung einer bestimmten Größe kann anhand der bisherigen Missionen jedoch nicht abgeleitet werden.

Im Vergleich zu den NEAs waren Ende 2002 von der Kometenpopulation bereits über zwei Drittel (68 von derzeit 90) bekannt [2]. Kometen sind aufgrund ihrer Helligkeit durch die Koma gut beobachtbar und die Ephemeriden konnten mit hoher Genauigkeit bestimmt werden.

Die geringe Größe von Itokawa spricht dafür, dass eine komplexe Mission wie Hayabusa nicht zwingend nach einem großen Zielobjekt verlangt. Aus der Vielfalt der bisher angeflogenen Ziele lässt sich demnach keine bevorzugte Größe für zukünftige Missionen ableiten.

Die wissenschaftliche Nutzlast der einzelnen Raumsonden umfasste in allen Fällen optische Messgeräte, wie Multispektralkameras, um das reflektierte Licht von der Oberfläche in verschiedenen Spektralbereichen untersuchen zu können. Einige dieser Kameras decken neben dem sichtbaren, sowohl den infraroten, als auch den ultravioletten Bereich des Lichtes ab. In einigen Fällen finden sich Röntgenstrahlen-, Mikrowellen- und Gammastrahlenspektrometer unter den wissenschaftlichen Instrumenten.

Bei den nichtoptischen Instrumenten handelt es sich häufig um Magnetometer und Partikeldetektoren, die die Umgebung eines Objektes näher untersuchen können. Magnetometer liefern jedoch nur Messwerte für metallhaltige Objekte. Partikeldetektoren sind insbesondere für die Untersuchung von Kometen von Interesse, da hier die Koma eine sehr aktive Teilchenumgebung bietet.

Alle Missionen haben neben den Untersuchungen durch die mitgeführten wissenschaftlichen Nutzlasten zusätzlich radioastronomische Messungen ermöglicht. Hierzu wird das Kommunikationssystem der Raumfahrzeuge für den Empfang und die Aussendung des Messsignals verwendet. Voraussetzung für die hohe Präzision dieser Messungen sind dabei sehr genaue Frequenzgeneratoren. Für Deep-Space-Missionen werden daher standardmäßig die entsprechenden Auslegungen für radioastronomische Messungen getroffen.

Die unter Abschnitt 2.2 aufgeführten Beweggründe für bemannte Missionen konnten mit den bisher durchgeführten robotischen Missionen nur eingeschränkt adressiert werden. Methoden zur Gefahrenabwehr und ISRU-Verfahren können beispielsweise nicht durch Observationen allein bewertet werden. Wissenschaftliche Untersuchungen und Analysen sind auf die Daten der Fernerkundung (Remote Sensing – RS) beschränkt. [29]

Für eine bemannte Mission können robotische Vorboten-Missionen (Precursor) hingegen wichtige Erkenntnisse liefern. Aus der Bestimmung von Umgebungsgrößen, wie dem Magnet- und Gravitationsfeld, sowie der Vermessung der Partikelumgebung lassen sich Designparameter für einige Subsysteme einer bemannten NEA-Mission ableiten. Die Anforderungen an die Leistung für eine Precursor-Mission definieren sich wiederum aus den Vorhaben der bemannten Mission. Für ISRU-Tests sollte die Geologie eines Asteroiden bereits im Vorfeld von einem Precursor genauer untersucht werden, um entsprechende Apparate für Experimente während des bemannten Fluges auszulegen. Ist lediglich eine Probenrückführung mit anschließenden Analysen auf der Erde geplant, spielt die Geologie nur eine untergeordnete Rolle für das Systemdesign des Precursors. Dies soll nur ein Beispiel für mögliche System-Trades bei Precursor-Raumsonden darstellen. Andererseits verringert eine ausgiebige Charakterisierung durch Precursor-Missionen das operationelle und finanzielle Risiko einer bemannten Mission ganz allgemein. [29]

### **2.2.2 Inhalte, Vorgehen und Ergebnisse von Studien für bemannte Asteroidenmissionen**

Studien zu bemannten NEA Missionen behandeln im Wesentlichen zwei Aspekte: Welche Asteroiden sind mit vorgegebenen Missionszeiten erreichbar und wie sind Missionen technisch umsetzbar? Die technische Umsetzbarkeit meint hier die Konfiguration der/des Raumfahrzeuge/s. Die Erreichbarkeit beschränkt sich auf Bahnberechnungen und Analysen des Antriebsbedarfs für die Gesamtmission.

Bei den Erreichbarkeitsanalysen werden diverse Ansätze verfolgt, welche sich in wiederum zwei Gruppen zusammenfassen lassen:

Es erfolgt entweder ein mehr oder weniger stark gestufter Auswahlprozess, der zunächst alle Zielobjekte nach vorgegebenen physikalischen und orbitalen Parametern filtert und anschließend Transferbahnberechnungen für nur wenige ausgewählte Ziele durchführt. Der vorgeschaltete Filterprozess setzt damit eine gewisse Anzahl von Annahmen voraus, bedarf im Anschluss aber nur eines vergleichsweise geringen Rechenaufwands. Beispiele dafür zeigen die in Abbildung A - 3 bis Abbildung A - 6 zusammengefassten Studien.

Bei der zweiten Methode erfolgt kein Filterprozess und die Bahnberechnungen werden für alle bekannten Ziele (mehrere Tausend) durchgeführt. Dies erfordert einen hohen Berechnungsaufwand und beruht auf wenigen anfänglichen Annahmen. Die Filterung nach bestimmten physikalischen Parametern kann gegebenenfalls nachgeschaltet werden.

Im direkten Vergleich birgt eine Filterung nach definierten Faktoren Risiken, da die Definition der Randbedingungen nicht immer allgemeingültig ist. Ein kurzes Beispiel soll dies illustrieren: Den gelisteten Asteroiden werden über die gemessene scheinbare Helligkeit  $H$  und eine Abschätzung des Albedo die Größe (häufig der Durchmesser) zugewiesen. Die Liste aller Asteroiden wird aufgrund der Vorgabe, dass das Missionsziel größer als 100 m sein soll, entsprechend der zugehörigen Helligkeit gefiltert. Es existieren aber aufgrund von Unsicherheiten bei der Bestimmung des Albedo auch Asteroiden, welche wenig Licht reflektieren und trotzdem größer als 100 m im Durchmesser sind. Das Helligkeitskriterium für einen Filterprozess kann also aufgrund falscher Annahmen potenzielle Ziele ausschließen.

Im Beispiel wird deutlich, dass für einen Filterprozess mit anschließender Bahnberechnung gute Kenntnisse der limitierenden Filterparameter erforderlich sind. Unzureichend gefestigte Annahmen können zu Ausschlüssen und damit unvollständigen Ergebnissen bei den potenziellen Zielen führen. Studien, die nach dem Filterverfahren vorgehen, sollten stets bezüglich ihrer Annahmen geprüft werden.

Der zweite Aspekt von NEO-Missionsstudien, die Betrachtungen zur Architektur der zur Durchführung notwendigen Raumfahrzeuge und Trägersysteme, kann ebenfalls in zwei Richtungen untergliedert werden:

„Klassische“ Ansätze nutzen chemische Antriebssysteme und vorhandener Technologien bzw. Raumfahrzeuge, wie sie in Raumfahrtprogrammen bereits konkret vorgesehen sind. Praktisch basieren diese Szenarien bisher zu einem großen Teil auf den Elementen des früheren amerikanischen Constellation-Programmes. Dazu zählen die Ares I und Ares V Trägerraketen [45] [46] [47] und das Orion Crew Exploration Vehicle (CEV) [48] [49] [50] [51]. Delta 4 Heavy [52] und Atlas 5 [53], zwei bereits existierende Trägersysteme, kommen ebenfalls in einigen Lösungsszenarien unter der Bezeichnung EELV (Evolved Expandable Launch Vehicle) zum Einsatz.

Aktuelle Vorhaben, wie die von der NASA initiierten Programme COTS, CCDev 1 & 2, C3P [54] zur Kommerzialisierung einiger Bereiche des Raumtransports und der bemannten Raumfahrt werden in den bisherigen Studien (Stand Oktober 2011) nicht berücksichtigt. Das am 14. September 2011 angekündigte Space Launch System (SLS) [55] [56] der NASA wurde ebenfalls noch nicht in die bisherigen Studien eingebunden. Ebenso fehlt die Berücksichtigung des Multi-Purpose Crew Vehicle (MPCV), welches die NASA im Zusammenhang mit dem SLS angekündigt hat.

Der zweite Ansatz für Missionsarchitekturen setzt auf zukunftsweisende Technologien, wie beispielsweise die Nutzung solar-elektrischer Antriebe (Solar Electric Propulsion – SEP). Deren Einsatz in Transferstufen kann Vorteile bezüglich des Massenbudgets der Gesamtmission bewirken und würde den Anstoß für die entsprechende Technologieentwicklung geben. Die SEP-Technik wäre damit für zukünftige Missionen zu weiter entfernten und schwieriger erreichbaren Zielen, wie dem Mars oder den Jupitermonden, verfügbar. In NEO-Missionsszenarien werden diese Antriebssysteme teilweise auch als hybride Systeme in Verbindung mit zusätzlichen chemischen Antrieben eingesetzt. [57] [58] [59] [60] [61]

Zusammenfassend betrachtet beruhen alle bisherigen Studien auf den Vorhaben des früheren US-amerikanischen Raumfahrtprogrammes und den darin vorgesehenen Technologien. Die am 28. Juni

2011 eingesetzte Raumfahrtstrategie der US-Regierung ist bisher noch in keinem Szenario explizit verwendet worden. Des Weiteren bleiben die kommerziellen Raumfahrtprogramme der Vereinigten Staaten sowie die Einbeziehung internationaler Kooperationen in der bemannten Raumfahrt unberücksichtigt. Letzteres lässt sich unter anderem auf das Fehlen einer europäischen Raumfahrtstrategie zurückführen.

Die Auswahl der zu untersuchenden Ziele für NEA-Missionen wird in allen bisherigen Studien unterschiedlich behandelt. Die Ergebnisse unterscheiden sich, aufgrund der unterschiedlichen Annahmen für die Auswahl von Zielen und die Berechnung der Transferbahnen, teilweise sehr deutlich voneinander. Durch die Verwendung unterschiedlicher Missions- und Aufenthaltszeiten für die Berechnung der Transferbahnen entstehen Abweichungen bei der Bestimmung des Antriebsbedarfs. Die verwendeten Missionsdauern reichen von einigen fixen Zeiträumen, wie 90, 180 oder 365 Tagen [62], bis hin zur Optimierung der Transferbahnen anhand einer variablen Missionsdauer [63]. Die Aufenthaltszeiten am Asteroiden variieren in den einzelnen Studien in einem Bereich von 7 bis 30 Tagen. Unterschiedliche Annahmen und Ausgangspunkte machen die Ergebnisse folglich nahezu unvergleichbar. Wenige Ziele, die mit identischen Annahmen verknüpft sind, zeigen trotzdem unterschiedliche Resultate für den Antriebsbedarf. Ein Grund dafür kann die Verwendung unterschiedlicher Lösungsmethoden für die Berechnung der Transferbahnen sein, worüber jedoch keine weiteren Informationen verfügbar sind. Bedingt durch den starken Anstieg der Anzahl bekannter NEOs in den vergangenen Jahren (siehe Abbildung 1) entstehen außerdem systematische Unterschiede bei den Ergebnissen der einzelnen Studien. Zwischen 2008 und 2011 wurden etwa 3000 neue NEOs entdeckt, wodurch in vorangegangenen Erhebungen die Berücksichtigung vieler neu entdeckter Ziele fehlt.

Zusammenfassend lässt sich feststellen, dass in den hier vorgestellten Analysen zur Erreichbarkeit kein einheitliches Vorgehen erkennbar ist. Der Vergleich aller Studien hat gezeigt, dass ein nachgeschalteter Auswahlprozess aufgrund der zahlreichen Unsicherheiten bei den physikalischen Parametern von NEOs die geeignetere Methode darstellt. Deshalb wird in dieser Arbeit auf eine vorangestellte Filterung der Zielasteroiden verzichtet. Des Weiteren sollen so wenige Annahmen wie möglich für die Transferbahnberechnungen getroffen werden, um das Vorgehen nachvollziehbar und die Ergebnisse vergleichbar zu machen. Die Verwendung der Ergebnisse aus den bisherigen Studien ist für die in dieser Arbeit vorgesehenen Analysen nicht sinnvoll, da meist die Informationen zu den Bahnmanövern und getroffenen Annahmen fehlen. Eigene Berechnungen stellen hingegen die benötigten Daten für das Missionsdesign zur Verfügung. Die für diese Arbeit getroffenen Annahmen werden in den jeweiligen Abschnitten ausführlich diskutiert.

## 2.3 Ausgangspunkte für das Systemdesign

### 2.3.1 Leitgedanke und Missionsziele

Um die Grundlage für das Design einer bemannten Mission zu legen, wird der folgende Leitgedanke formuliert. Das Ziel ist die Zusammenfassung der bereits genannten Beweggründe und die Einordnung des Szenarios in einen raumfahrtpolitischen und weniger technischen Kontext. Aus dem allgemein formulierten Leitgedanken sollen im Folgenden dedizierte Aufgaben und Missionsziele abgeleitet werden. Eines der Ziele dieser Studie ist es, die bisher bestehenden Lücken aus den in Abschnitt 2.2.2 vorgestellten Szenarien zu füllen. Dazu zählen insbesondere die Einbeziehung Europas und der kommerziellen Raumfahrtunternehmen in die Explorationsszenarien für NEA Missionen.



**Tabelle 3: Leitgedanke für das Missionsdesign bemannter Asteroidenmissionen.**

Leitgedanke bemannter NEA Missionen
<p>Intensivierte Suchkampagnen haben dazu geführt, dass sich die Anzahl bekannter NEAs innerhalb der letzten fünf Jahre verdoppelt hat. Zeitgleich ist in der Wissenschaftsgemeinde das Bewusstsein gewachsen, dass NEAs langfristig eine reale, globale Bedrohung für das Leben auf der Erde darstellen können.</p> <p>Die Internationale Raumstation (ISS) wird voraussichtlich bis 2020 betrieben und stellt das bislang größte internationale bemannte Raumfahrtprojekt dar. Für die Zeit nach dem Ende der Raumstation existieren bisher keine konkreten Pläne über die Art der Fortführung der bemannten Raumfahrt. Nach den Vorhaben der USA sollen Astronauten weiter entfernte Ziele, wie Mond oder Mars anfliegen und damit Exploration und Wissenschaft vorantreiben.</p> <p style="text-align: center;">■</p> <p>In den Jahren nach der Abschaltung der ISS sollen bemannte Missionen zu erdnahen Asteroiden als logische Fortführung der bemannten Raumfahrt in einem internationalen Kontext durchgeführt werden. NEAs gelten aufgrund ihrer erdähnlichen Umlaufbahnen als gut erreichbare Ziele, verglichen mit Mond oder Mars. Daher eignen sie sich zur Demonstration von Technologien für Langzeitmissionen und können helfen, Fragen über die Entstehung des Sonnensystems zu beantworten. Zudem sollten bei NEA Missionen Techniken für die Gefahrenabwehr zum Schutz der Erdbevölkerung vor Asteroideneinschlägen erprobt werden.</p>

Der Fokus soll dabei auf den vorhanden bzw. in naher Zukunft verfügbaren Raumfahrzeugen und Technologien beruhen, um ein realistisches Szenario für die Zeit nach dem Ende der ISS zu entwerfen. Die sich ergebende Missionsarchitektur wird eine Einschätzung darüber zulassen, inwiefern technologische Weiterentwicklungen die Missionskomplexität verringern und die Reise zu interplanetaren Zielen vereinfachen können.

Tabelle 4 fasst die Missionsziele einer bemannten Asteroidenmission zusammen, wie sie im Rahmen dieser Arbeit Anwendung finden sollen. Das spätere Missionsdesign muss die primären Missionsziele zwingend erfüllen. Die teilweise Verwirklichung der sekundären Ziele sind wünschenswert, wird jedoch nicht das Design bestimmen. Eine Rückbesinnung auf die eigentlichen Ziele ist in jeder Phase des Designs wichtig. In dieser Arbeit soll am Ende der Analysen die Erfüllung der Missionsziele geprüft werden und eine allgemeine Aussage zur qualitativen Umsetzung erfolgen.

**Tabelle 4: Primäre und sekundäre Missionsziele für das Design einer bemannten Asteroidenmission.**

Missionsziele	
<b>Primäre Ziele:</b>	
MZ-P-01	Ein Raumfahrzeug soll Astronauten zu einem erdnahen Asteroiden (NEA) bringen, dort für einige Zeit in einem Orbit verweilen und die Besatzung anschließend sicher auf die Erde zurückbringen.
MZ-P-02	Die Sicherheit und Gesundheit der Astronauten ist zu jeder Zeit der Mission zu gewährleisten und es müssen entsprechende Maßnahmen dafür getroffen werden.
MZ-P-03	Während der Mission sollen wissenschaftliche Experimente zur Erforschung des Zielasteroiden durchgeführt werden, die insbesondere das Potenzial der menschlichen Präsenz ausnutzen.
MZ-P-04	Die Mission soll primär auf europäische Raumfahrttechnologien zurückgreifen.

---

### Missionsziele

---

**Sekundäre Ziele:**

- |         |  |
|---------|--|
| MZ-S-01 | Es sollen Materialproben von der Oberfläche des Asteroiden zurück zur Erde gebracht werden.  |
| MZ-S-02 | Die Mission soll Fragestellungen zur Abwehr von Asteroideneinschlägen klären.  |
| MZ-S-03 | Die Mission soll als Basis für die weitere Exploration unseres Sonnensystems dienen und erweiterbare und adaptierbare Elemente enthalten, die auch für andere Ziele (z. B. Mond, Mars) Anwendung finden können.                                    |
| MZ-S-04 | Die Mission soll zur Klärung der Frage beitragen, ob zukünftig Asteroiden als Ressourcen für kostbare Materialien und/oder die weitere Exploration des Weltraumes verwendet werden können.   |
| MZ-S-05 | Die Mission soll die bemannte Raumfahrt in einem internationalen Kontext fortführen und sollte Teil einer langfristigen Strategie sein.  |
| MZ-S-06 | Die Mission soll für die weltweite Raumfahrtgemeinde ein bahnbrechendes Ereignis darstellen, wie es bei den Apollo-Mondmissionen der Fall gewesen ist, und dabei ein Maximum an öffentlichem Interesse über die Raumfahrtgemeinde hinaus erzeugen. |
- 

### 2.3.2 Ableitung wesentlicher Anforderungen

Im Folgenden wird kurz auf die übergeordneten Anforderungen (Top-Level Mission Requirements) eingegangen, welche sich aus den Missionszielen und einigen Vorüberlegungen ableiten lassen. Sie beeinflussen wesentlich das Vorgehen bei der Systemanalyse und dem Missionsdesign, weshalb sie hier gesondert diskutiert werden.

Aus bisherigen Untersuchungen ist hervorgegangen, dass die Problematik der hochenergetischen Teilchenstrahlung und der von Astronauten kumulierten Strahlendosis zu einer Limitierung der Missionsdauer führen wird. [64]

Bemannte Missionen im LEO werden weitestgehend durch das Magnetfeld der Erde von hochenergetischen Galactic Cosmic Rays (GCR) und Solar Particle Events (SPEs) abgeschirmt. Interplanetare Raumfahrzeuge verlassen jedoch diese „Schutzhülle“ und bieten den Astronauten ausschließlich durch ihre eigene Außenhülle einen Schutz vor Strahlung. Da Raumfahrzeuge in den meisten Fällen auf geringe Masse ausgelegt werden, ist häufig auch die Dichte der Außenhaut gering und damit das Medium für das Abbremsen der Strahlung nur begrenzt gegeben. Gegen GCRs kann die Außenhaut hingegen nur wenig schützen und nur eine Begrenzung der Expositionszeit kann das Gefährdungsrisiko ausreichend senken. [65] [66]

Eine exakte Bemessung der Strahlungsbelastung und eine Auslegung der Abschirmung sind nur durch detaillierte Simulationen möglich. Für die hier durchgeführte Designstudie ist dies nicht umsetzbar und es sollen passive Maßnahmen für den Strahlungsschutz ergriffen werden. Somit wird keine zusätzliche Masse eingebracht und auch keine Akkommodation des Designs vorgenommen.

Passive Schutzmaßnahmen gegen Strahlungseinflüsse sind durch die Limitierung der Missionsdauer und die Auswahl der Astronauten gegeben. Tabelle 5 zeigt die maximale sichere Aufenthaltsdauer für männliche und weibliche Astronauten in der Strahlungsumgebung während einer Asteroidenmission im solaren Minimum. Als Bemessungsgrundlage für die Abschirmung wird eine äquivalente Schirmungsdichte von 20 g/cm<sup>2</sup> angenommen. Dieser Wert stimmt mit der auf der ISS vorhandenen Schutzhülle überein [67]. [64]

In der Tabelle ist die maximale Aufenthaltsdauer zur Gewährleistung eines höchstens dreiprozentigen Krebsrisikos (Risk of exposure-induced Death – REID) bei einer Bewertungssicherheit von 95 % aufgetragen. Dargestellt sind die Werte verschiedener Altersgruppen unter Bezugnahme auf drei verschiedene Erhebungen der Bevölkerungszusammensetzung. Die in Klammern eingeschlossenen Werte sind Abschätzungen, wenn höhere Standards für die Bemessung der Berechnungsunsicherheiten angenommen werden. Durch Mittelwertbildung der in Tabelle 5 dargestellten Aufenthaltszeiten und durch die Mittelung zwischen beiden Geschlechtern ergibt sich eine mittlere Aufenthaltszeit von 185 Tagen. Es wird folglich eine maximale Missionsdauer von 180 Tagen (6 Monate) als Missionsanforderung aufgenommen. [64]

**Tabelle 5: Maximale Dauer für einen sicheren Aufenthalt eines Menschen in der Strahlungsumgebung des Weltraums. Werte gelten für solares Minimum bei einer Abschirmungsdichte mit Aluminium von 20 g/cm<sup>2</sup>. vgl. [64] [65]**

Alter bei Exposition	NASA 2005	NASA 2010 (US Durchschnitt)	NASA 2010 (nie geraucht)	Mittelwerte
<b>Männer</b>	<b>[d]</b>	<b>[d]</b>	<b>[d]</b>	<b>[d]</b>
35	158	140 (186)	180 (239)	159 (194)
45	207	150 (200)	198 (263)	185 (223)
55	302	169 (218)	229 (297)	233 (272)
<b>Frauen</b>	<b>[d]</b>	<b>[d]</b>	<b>[d]</b>	<b>[d]</b>
35	129	88 (120)	130 (172)	116 (140)
45	173	97 (129)	150 (196)	140 (166)
55	259	113 (149)	177 (231)	183 (213)
<b>Gesamtmittelwert</b>				<b>185</b>

Die wesentlichen Elemente einer Raumfahrtmission, gleich ob bemannt oder unbemannt, sind die wissenschaftlichen Nutzlasten. Mit ihrer Hilfe können die wissenschaftlichen Missionsziele erfüllt werden. Bemannte Missionen stellen in diesem Kontext eine Besonderheit dar, da hier die Astronauten im Mittelpunkt der wissenschaftlichen Arbeiten stehen. Sie bedienen sich verschiedener Werkzeuge, um die wissenschaftlichen Fragestellungen zu beantworten.

Als übergeordnete wissenschaftliche Ziele werden zunächst die in Abschnitt 2.1.2 genannten Beweggründe aufgegriffen: die Erforschung des Sonnensystems, die Gefahrenabwehr, die Exploration und die Ressourcennutzung. Zu jeder dieser Thematiken lassen sich einzelne wissenschaftliche Teilfragestellungen formulieren, was jedoch im Rahmen dieser Arbeit nicht erfolgen soll. Die Beantwortung der wissenschaftlichen Fragestellungen erfolgt anhand der Durchführung geeigneter Experimente. Diese Experimente sollen in dieser Arbeit weder benannt, noch ausgelegt werden. Bei der Massenabschätzung für die einzelnen Segmente des Raumfahrzeuges werden die Experimentiergeräte nicht berücksichtigt. Damit soll gewährleistet sein, dass die ermittelten Systemmassen nicht unter dem Einfluss von groben Abschätzungen für wissenschaftliche Nutzlasten stehen. Vielmehr kann anhand der am Ende dieser Arbeit ermittelten Gesamtkonfiguration entschieden werden, in welchem Umfang die Mitführung von wissenschaftlichen Geräten erfolgen soll. Das nachträgliche Hinzufügen von Experimenten zu dem in dieser Arbeit ausgelegten eigentlichen bemannten Raumfahrzeug erlaubt somit eine höhere Flexibilität bei der Missionsgestaltung und eine bessere Bewertbarkeit der Einflüsse unterschiedlicher experimenteller Aufbauten auf das Gesamtsystem.

Es ist des Weiteren von besonderer Bedeutung, das menschliche Potenzial beim Flug zu einem Asteroiden gezielt auszunutzen. Durch Außenbordeinsätze und direkte Interaktion mit dem Asteroiden sollen die Astronauten Probenentnahmen durchführen und dabei selektiv vorgehen können. Aus technischer Sicht werden dafür neben den Außenbordanzügen voraussichtlich nur wenige Werkzeuge benötigt. Vielmehr sind die menschlichen Sinne der Astronauten entscheidend zur Gewinnung von wissenschaftlichen Erkenntnissen.

Aus technischer Sicht bedeuten diese Betrachtungen für die Missionsanforderungen, dass lediglich die Massen der Außenbordanzüge in der Systemauslegung berücksichtigt werden. Für die Probenrückführung wird angenommen, dass in der Rückkehrkapsel ausreichend Raum zur Verfügung steht, da einige der für die Mission benötigten Komponenten vor der Rückkehr umgelagert werden können. Die Probenmasse ist bei einer Annahme von 100 kg für die Rückkehr aus dem eben genannten Grund ebenfalls vernachlässigbar. Die Aufbewahrung der Proben wird ebenfalls nicht im Massenbudget berücksichtigt, da sich dieses Budget primär auf die Startmassen und nicht auf die Rückkehrmassen beziehen wird.

Der Ausgangsorbit für die NEA-Mission wird als kreisförmiger Erdorbit (LEO) mit 200 km Höhe angenommen. Die Verweildauer in dieser Umlaufbahn ist aufgrund der Restreibung an der Erdatmosphäre und aufgrund weiterer externer Störkräfte begrenzt und kann nur durch zusätzliche Manöver ausgeglichen werden. Mit steigender Höhe der Ausgangsbahn verringern sich die Störeffekte. Gleichzeitig sinkt jedoch mit steigender Höhe des Ausgangsorbis die mögliche Nutzlast, welche von einem Trägersystem in den LEO transportiert werden kann. Demgegenüber sinkt jedoch der Antriebsbedarf und damit der Treibstoffbedarf, womit das Raumfahrzeug auf die Fluchtgeschwindigkeit von der Erde gebracht werden kann (siehe dazu Abschnitt 3.1.3). Der Zusammenhang zwischen der Treibstoffeinsparung und der Abnahme der Nutzlastmasse wird in dieser Arbeit nicht weiter betrachtet, da verschiedene Faktoren von Trägersystemen und Transferstufen einen Einfluss darauf ausüben.

**Tabelle 6: Primäre Missionsanforderungen (Requirements – RQ) für eine bemannte NEA-Mission.**

Missionsanforderungen	
<b>Missionsanalyse:</b>	
RQ-MA-01	Die Missionszeit für den Flug des bemannten Raumschiffes zum Asteroiden und der Rückkehr zur Erde soll maximal 180 Tage betragen.
RQ-MA-02	Der kreisförmige Ausgangsorbit um die Erde (LEO) soll eine Höhe von 200 km besitzen.
RQ-MA-03	Es sollen die Bahnen aller erreichbaren NEAs im Zeitraum zwischen 2015 und 2050 analysiert und die energetisch günstigsten Flugbahnen für bemannte Missionen bereitgestellt werden.
RQ-MA-04	Die Flugbahn zum Asteroiden Apophis soll hinreichend genau berechnet und das Startfenster für ein konkretes Szenario ermittelt werden.
RQ-MA-05	Es soll ein Alternativszenario zur Apophismission ausgewählt werden und die zugehörigen Transferbahnen analysiert werden.
RQ-MA-06	Für alle ausgewählten Szenarien sollen die Möglichkeiten für einen Missionsabbruch und die anschließende Rückkehr zur Erde bestehen, wobei die Gesamtmissionsdauer aus RQ-MA-01 als Obergrenze dient.

---

### Missionsanforderungen

---

**System:**

- RQ-SYS-01 Es soll eine geeignete Auslegung der notwendigen Transferstufen für den Transport der Nutzlast zum Asteroiden erfolgen und daraus die Anforderungen an die Nutzlastmasse für zukünftige Trägerraketen abgeleitet werden.
- RQ-SYS-02 Die Anzahl der zu transportierenden und zu versorgenden Astronauten soll zwischen zwei und vier betragen.
- RQ-SYS-03 Es soll eine möglichst geringe Anzahl unterschiedlicher Trägerraketen für den Transport des Raumsegmentes in den niedrigen Erdborbit verwendet werden.
- RQ-SYS-04 Die verwendeten Technologien für die Subsysteme sollten, soweit diese Informationen verfügbar sind, mindestens die Bedingungen für TRL 3 [68] erfüllen.

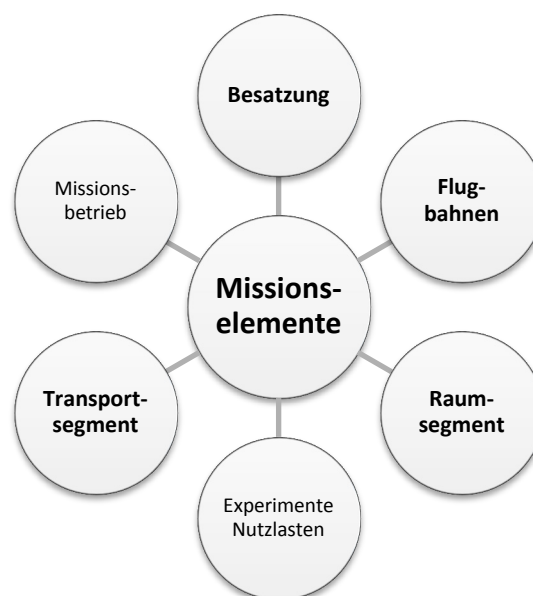
**Wissenschaftliche Nutzlast:**

- RQ-NL-01 Es sollen Proben des Asteroiden mit einer Gesamtmasse von mindestens 100 kg zurück auf die Erde gebracht werden.
- 

### 2.3.3 Systemarchitektur

Bemannte Raumfahrtmissionen beinhalten im Wesentlichen die in Abbildung 4 abgebildeten, sechs Missionselemente. In dieser Arbeit soll nur auf einen Teil dieser Komponenten im Detail eingegangen werden. Zunächst werden in Kapitel 3 der Transfer und die Bahnmanöver als Ausgangspunkt für weitere Analysen diskutiert. In Kapitel 4 sollen ausgehend von den Vorbetrachtungen aus Kapitel 2 und 3 die zur Erfüllung der Missionsanforderungen erforderlichen Raumfahrzeuge ausgelegt werden. Dazu zählen die Raumkapsel für den Start und die Rückkehr der Astronauten sowie möglicherweise erforderliche Habitat- und Servicemodule zur Durchführung der Hauptmission.

Die Transportelemente, wie Trägerraketen und Antriebsstufen, werden in Kapitel 5 anhand zweier Beispielszenarien behandelt, wobei eine Mission zu Apophis und eine weitere Mission zu einem Alternativziel betrachtet wird. Die Transferstufen bilden zusammen mit den bemannten Elementen das



**Abbildung 4:** Architekturelemente einer bemannten Raumfahrtmission. Die in dieser Arbeit analysierten Elemente sind in Fettschrift dargestellt, vgl. [78].

Raumsegment der Mission, die Trägerraketen sind dem Transportsegment zuzuordnen.

Der Missionsbetrieb wird in der hier durchgeführten Designphase nicht in einem gesonderten Kapitel behandelt, beeinflusst aber dennoch die Auslegung des Kommunikationssystems und des Kommando- und Datenverarbeitungssystems der Raumfahrzeuge. Diese Subsysteme sind ein Teil der Systemauslegung in Abschnitt 4.3. Auf eine ganzheitliche Analyse von Operationsszenarien wird in dieser Arbeit verzichtet.

Das letzte Missionselement, die wissenschaftlichen Experimente und Nutzlasten, wird entsprechend der Festlegungen in Abschnitt 2.3.2 in dieser Arbeit nicht diskutiert. Anhand der erarbeiteten Szenarien können weiterführende Betrachtungen zu den wissenschaftlichen Inhalten, auf Basis der Grundkonfiguration, geführt werden. Dieses Vorgehen erlaubt eine flexible Missionsgestaltung und die Weiterentwicklung bestehender Szenarien für neue Ziele und Aufgaben. Das Grundsystem kann somit um die jeweiligen Nutzlasten ergänzt werden, ohne dass die Ausgangskonfiguration modifiziert wird. Diese Überlegung geht davon aus, dass wissenschaftliche Nutzlasten außerhalb der bemannten Raumsegmente installiert werden und über eigene, unabhängige Systeme zu ihrer Versorgung verfügen. Das gewählte Vorgehen basiert auf dem bereits bei den Apollo-Missionen angewendeten modularen Ansatz.

## 3 Analyse des Antriebsbedarfs

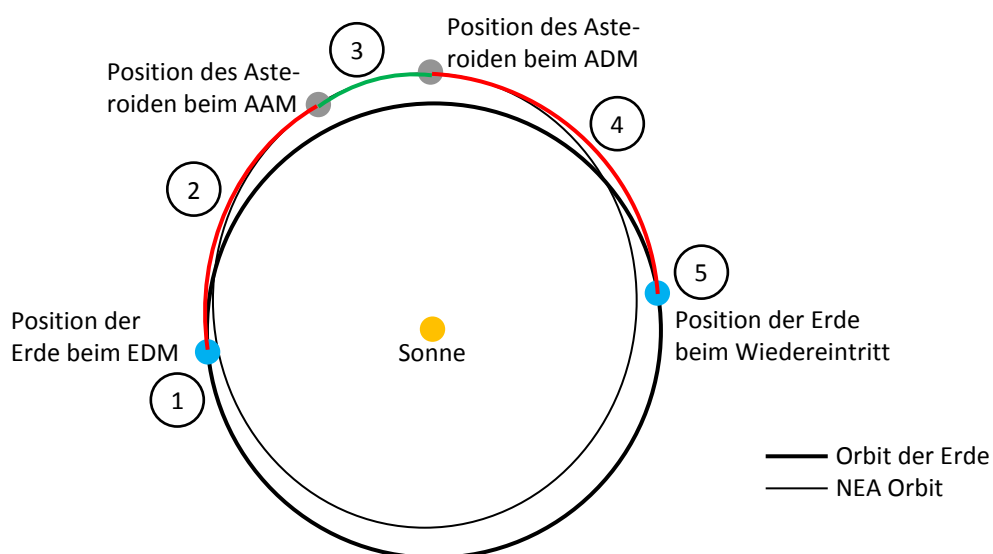
### 3.1 Grundlagen interplanetarer Transferbahnen

#### 3.1.1 Missionskonzept der bemannten NEA-Mission

Der bemannte Flug zu einem NEA lässt sich zunächst in vier Hauptmissionsphasen einteilen:

- **Phase 1:** Start der bemannten Raumkapsel und weiterer für die Mission notwendigen Elementen in einen Erdorbit und Zusammenbau des Transferkomplexes (Deep Space Vehicle – DSV).
- **Phase 2 – Hinflug:** Ausführung des Earth Departure Maneuver (EDM) und Ankunft am Zielasteroiden nach einer bestimmten Freiflugphase von einigen Tagen oder Monaten.
- **Phase 3 – Aufenthalt:** Ausführung des Asteroid Arrival Maneuvers (AAM) und Aufenthalt am Zielasteroiden für einige Tage oder Wochen.
- **Phase 4 – Rückflug:** Ausführung des Asteroid Departure Maneuvers (ADM) und Rückflug zur Erde innerhalb einiger Tage oder Monate.
- **Phase 5 – Wiedereintritt:** Wiedereintritt der bemannten Raumkapsel in die Erdatmosphäre und Landung auf der Erdoberfläche.

Phase 1 wird von der Gesamtmasse (Insertion Mass to LEO – IMLEO) der benötigten Raumfahrzeuge und der damit im niedrigen Orbit zu installierenden Anzahl von Elementen bestimmt. Die Startfrequenz von Trägerraketen ist begrenzt. Damit ist die Dauer dieser Phase von der erforderlichen Missionsarchitektur abhängig. Die Phasen 2 bis 4 umfassen die Gesamtflugzeit (Round-Trip Time), welche im Folgenden nur mit Missionszeit oder Missionsdauer bezeichnet wird. Die Flugzeit in Phase 2 richtet sich ebenso wie die Flugzeit in Phase 4 nach flugdynamischen Vorgaben, welche in den folgenden Abschnitten diskutiert werden. Die Aufenthaltszeit am Asteroiden richtet sich nach den wissenschaftlichen Anforderungen und flugdynamischen Randbedingungen.



**Abbildung 5:** Missionsprofil für einen bemannten Flug zu einem NEA und die Rückkehr zur Erde.

Entsprechend der in Abschnitt 2.3.2 definierten Missionsanforderungen wird als Ausgangspunkt eine Gesamtflugdauer von 180 Tagen angenommen. Die Aufenthaltszeit kann zwischen 10 und 30 Tagen betragen und wird durch die flugdynamischen Limitierungen des ausgewählten Zielasteroiden final festgelegt. Als Radius  $r_{\text{LEO}}$  für den Ausgangsorbit werden gemäß RQ-MA-02 6578,19 km verwendet.

### 3.1.2 Geeignete Vereinfachungen für interplanetare Flugbahnen

Die in Abbildung 5 dargestellte Trajektorie stellt in der Realität eine kontinuierliche Bewegung des Raumfahrzeuges im Einflussfeld der Gravitation verschiedener Körper des Sonnensystems dar, wie der Erde, der Sonne, einem Asteroiden und den Planeten. Dieses Mehrkörperproblem ist analytisch nicht lösbar und bedarf numerischer Verfahren mit gewissem Rechenaufwand.

Für die Missionsanalyse im Rahmen dieser Arbeit ist die vollständige Lösung des Mehrkörperproblems nicht notwendig und aus Sicht des Berechnungsaufwandes auch nur bedingt sinnvoll, da nur zwei Körper die Flugbahn des Raumfahrzeuges im Wesentlichen bestimmen: die Erde und die Sonne. Für erste Abschätzungen des Antriebsbedarfs und eine Konzeptstudie, wie sie in dieser Arbeit dargestellt wird, genügt diese Annahme. Aus diesem Grund sollen im Folgenden einige Vereinfachungen getroffen werden, um eine ausreichende Genauigkeit für die Abschätzung des zeitlichen Bahnverlaufs und der erforderlichen Geschwindigkeitsänderungen zu erreichen.

Der erste Schritt im Vereinfachungsprozess ist die Rückführung des Mehrkörperproblems auf mehrere Zweikörperprobleme. Dazu wird die gesamte Flugbahn in Teilabschnitte diskretisiert und für die Einzelabschnitte die Bewegungsgleichung des Zweikörperproblems (Gleichung (3.1) [69, p. 23]) angewendet. Die Relativbeschleunigung  $\ddot{\vec{r}}$  des Raumfahrzeuges ist demnach abhängig von der Gravitationskonstante  $\mu$  des Zentralkörpers (Sonne  $\mu_S$  oder Erde  $\mu_E$ ), dem Abstandsvektor  $\vec{r}$ , sowie von dessen Absolutwert  $r$ . Der gewählte Ansatz wird auch „Patched Conic Methode“ genannt, eine Aneinanderreihung einzeln definierter Keplerbahnen. Geschwindigkeitsänderungen sollen ausschließlich an den Schnittstellen dieser Bahnabschnitte erfolgen. Dieses Vorgehen wird als Zwei-Manöver-Strategie bezeichnet, was sich auf die Anzahl der Manöver bezüglich eines Bahnabschnitte bezieht.

Änderungen der Bahnebene, sogenannte Inklinationsänderungen, sind am günstigsten, wenn sie am Knotenpunkt zwischen den zwei Ebenen durchgeführt werden. Bei einer Zwei-Manöver-Strategie wird diese Begünstigung nicht berücksichtigt, wodurch die hier ermittelten Manöver in bestimmten Fällen höher sind, als die mit einer Drei- oder Multi-Manöver-Strategie erreichbaren Geschwindigkeitsänderungen. Eine solche Optimierung bedarf jedoch eines höheren Berechnungsaufwandes, wobei die gegenüber einer Multi-Manöver-Strategie erreichbaren Einsparungen in dieser Arbeit nicht quantifiziert werden. Das gewählte Vorgehen ist für die Konzeptauslegung interplanetarer Missionen üblich und soll deshalb zur Anwendung kommen.

$$\ddot{\vec{r}} = -\frac{\mu}{r^2} \cdot \frac{\vec{r}}{r} \quad (3.1)$$

Die Einteilung der Bereiche erfolgt entsprechend des Kräfteverhältnisses nach dem newtonschen Gravitationsgesetz. Daraus lassen sich für jeden Körper im Sonnensystem sphärische Bereiche (Sphere of Influence – SOI) ableiten, innerhalb derer die Gravitation dieses Körpers gegenüber der Gravitation der Sonne dominiert. Nach der am häufigsten verwendeten Definition wird der Radius der SOI  $r_{\text{SOI}}$  (Gleichung (3.2) [70, p. 440]) anhand des Abstandes  $r$  zwischen Zentralkörper und Sonne und dem Verhältnis aus der Masse des Zentralkörpers  $m_p$  zur Masse der Sonne  $m_S$  berechnet. Die SOI der Erde misst einen Radius von 925.000 km.



$$r_{\text{SOI}} = r \cdot \left( \frac{m_P}{m_S} \right)^{\frac{2}{5}} \quad (3.2)$$

Bis zu dieser Grenze steht das Raumfahrzeug unter dem ausschließlichen Einfluss der Erdgravitation und folgt damit einer geozentrischen Keplerbahn. Störeinflüsse durch Drittkörper (bspw. Mond) oder durch Störungen des Gravitationsfeldes sollen in dieser Arbeit vernachlässigt werden.

Außerhalb des Erdeinflusses folgt das Raumfahrzeug einer heliozentrischen Keplerbahn. Um auf diese heliozentrische Transferbahn zu gelangen, muss das Raumfahrzeug mindestens auf Fluchtgeschwindigkeit von der Erde beschleunigt werden, also eine parabolische Bahn mit der Energie  $\varepsilon = 0$  erreichen. Per Definition ruht das Raumfahrzeug dabei im unendlichen Abstand von der Erde, also bei einem Radius  $r \rightarrow \infty$  mit der Geschwindigkeit  $v_\infty = 0$ , was gleichermaßen bedeutet, dass die Relativgeschwindigkeit zum Erdmittelpunkt null ist. Im heliozentrischen System bewegt sich das Raumfahrzeug damit auf dem gleichen Orbit wie die Erde um die Sonne.

Die aus der Bewegungsgleichung ableitbare Vis-Viva-Gleichung (Gleichung (3.3) [71, p. 80]) bildet die Grundlage für die Bestimmung der Geschwindigkeiten und Geschwindigkeitsänderungen, die auch als Bahnmanöver bezeichnet werden. Diese Gleichung beschreibt den Zustand des Raumfahrzeuges bzw. von dessen Umlaufbahn unter Verwendung der Bahnenergie  $\varepsilon$ , der Geschwindigkeit  $v$ , dem Abstand  $r$  zum Zentralkörper mit der Gravitationskonstante  $\mu$  und der großen Halbachse  $a$ .

$$\varepsilon = \frac{v^2}{2} - \frac{\mu}{r} = -\frac{\mu}{2a} \quad (3.3)$$

Für den Transfer zum Asteroiden bedarf es eines Überschusses bei der Fluchtgeschwindigkeit, also einem  $v_\infty > 0$ . Diese Geschwindigkeit wird dann auch als hyperbolische Exzessgeschwindigkeit bezeichnet, da die Bahnenergie bezüglich der Erde größer null ist und damit eine Hyperbelbahn beschrieben wird.

Unter Verwendung der SOI als Grenze wird die Exzessgeschwindigkeit des Raumfahrzeuges aber nicht im Unendlichen, sondern am Rand der SOI als  $v_{\text{SOI}}$  definiert. Aus der Vis-Viva-Gleichung kann somit entsprechend die Bahnenergie  $\varepsilon_{\text{SOI}}$  aus dem Radius der SOI abgeleitet werden.

$$v_{\text{SOI}} = \sqrt{2 \cdot \varepsilon_{\text{SOI}} + \frac{\mu}{r_{\text{SOI}}}} \quad (3.4)$$

Die hyperbolische Exzessgeschwindigkeit bei einer Flucht von der Erde ist unter Anwendung der SOI als Grenze zur heliozentrischen Bahn gegenüber der Exzessgeschwindigkeit im Unendlichen um einen geringen Anteil höher, wodurch das Manöver zum Erreichen dieser Geschwindigkeit ebenfalls höher wird. Der Grund dafür ist der hintere Term in Gleichung (3.4), welcher aufgrund der getroffenen Annahmen nicht gegen null geht.

Die SOI um den Zielasteroiden kann in den meisten Fällen aufgrund des fehlenden Gravitationsparameters nicht bestimmt werden. Da die Objektgröße innerhalb der NEA-Population stark variiert und die bekannten Gravitationsparameter [2] im Vergleich zu denen der Planeten gering sind, werden die Einflussphären der Asteroiden vernachlässigt und die Raumfahrzeugbewegung stattdessen ebenfalls durch heliozentrische Bahnen beschrieben. Während des Aufenthalts am Asteroiden soll das Raumfahrzeug dementsprechend dieselbe Bahn um die Sonne, wie der Asteroid selbst beschreiben.

Zusammengefasst betrachtet besteht die Transferbahn für bemannte Asteroidenmissionen somit aus zwei geozentrischen Phasen eins und fünf sowie drei heliozentrischen Abschnitten, Phasen zwei bis vier in Abbildung 5.

Zuletzt muss das Rendezvous-Problem zwischen Raumfahrzeug und Asteroid gelöst werden. Es handelt sich dabei um die Fragestellung, wann das Raumfahrzeug die Erde verlassen muss, um den Asteroiden zu erreichen und welche Geschwindigkeiten an den einzelnen Punkten der Trajektorie erforderlich sind. Die zeitliche Begrenzung erfolgt dabei durch die in Abschnitt 3.1.1 vorgegebenen Randbedingungen für Missions- und Aufenthaltszeit. Die Positionen von Erde und Asteroid sind für jeden Zeitpunkt über die zugehörigen Ephemeriden (Bezeichnung für Positions- und Geschwindigkeitsvektoren) gegeben.

Das Raumfahrzeug muss die Erde mit einer gewissen Relativgeschwindigkeit verlassen, um den Asteroiden nach einer vorgegebenen Flugzeit zu erreichen. Am Treffpunkt von Raumfahrzeug und Asteroid bedarf es einer Geschwindigkeitsänderung, um eine Synchronisierung zwischen der heliozentrischen Geschwindigkeit des Raumfahrzeuges und der des Asteroiden zu erreichen.

Für die Rückkehr zur Erde muss die Geschwindigkeit des Raumfahrzeuges am Asteroiden erneut verändert werden, um nach einer vorgegebenen Flugzeit an gleicher Position mit der Erde zu sein. Der Wiedereintritt erfolgt anschließend direkt und ohne eine weitere Änderung der Geschwindigkeit.

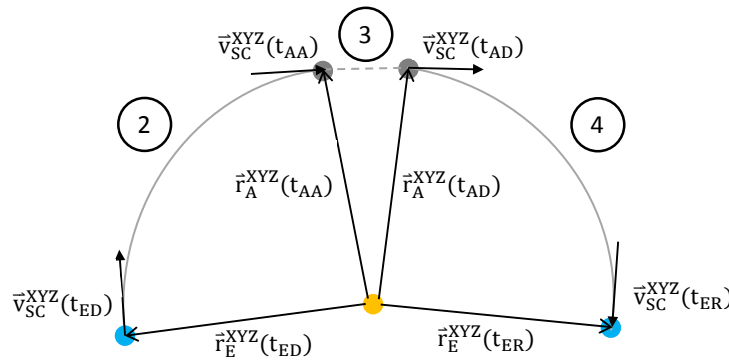
Die Frage nach der notwendigen Flugbahn für die Verbindung zweier Punkte im Raum unter vorgegebener Flugzeit wird als Lambert Problem bezeichnet. Sind Abflugdatum und Ankunftsdatum bekannt, können damit die Positionen von Erde und Asteroid aus den Ephemeriden ermittelt und die heliozentrische Bahn zwischen Erde und Asteroid bestimmt werden. Zur vollständigen Beschreibung der Transferbahn muss das Lambert-Problem zwei Mal gelöst werden. Zunächst für den Hinflug zum Asteroiden (Phase 2) und ein zweites Mal für den Rückflug zur Erde (Phase 4).

### 3.1.3 Berechnungsvorschriften für Bahnmanöver

Der Lambert Löser (siehe Abschnitt 3.1.4) liefert als Lösung die erforderlichen heliozentrischen Geschwindigkeiten jeweils am Startpunkt und am Zielpunkt der gesuchten heliozentrischen Keplerbahn. Aus diesen Geschwindigkeiten lassen sich die erforderlichen Geschwindigkeitsänderungen berechnen, welche das Raumfahrzeug zum Beschreiben der Keplerbahn aufbringen muss. Im Folgenden werden die dafür anzuwendenden Berechnungsvorschriften abgeleitet.

Die in Gleichung (3.4) verwendete hyperbolische Fluchtgeschwindigkeit  $v_{SOI}$  am Rand der SOI gibt die Geschwindigkeit an, mit der sich das Raumfahrzeug relativ zur Erde bewegt. Diese Relativbewegung sorgt dafür, dass sich das Raumfahrzeug dem Asteroiden nähert. Die Relativgeschwindigkeit  $\Delta \vec{v}^{XYZ}$  zwischen Erde und Raumfahrzeug ergibt sich aus der Geschwindigkeit des Raumfahrzeuges  $\vec{v}_{SC}^{XYZ}$  abzüglich der Bahngeschwindigkeit der Erde  $\vec{v}_E^{XYZ}$  zum Zeitpunkt  $t_{ED}$  des Abfluges von der Erde (Earth Departure – ED), jeweils im heliozentrischen Inertialsystem XYZ (J2000). Unter der Annahme, dass das Raumfahrzeug die Bahnmanöver durch seine Ausrichtung im Raum kontrolliert und die Geschwindigkeitsvektoren kollinear zueinander ausgerichtet sind, genügt eine Betrachtung der Absolutwerte für die Geschwindigkeitsänderungen. Aus der vektoriellen Relativgeschwindigkeit folgt somit durch die Bildung des Betrages die Fluchtgeschwindigkeit  $v_{SOI}$  am Rand der SOI. Sie ist gleich der Fluchtgeschwindigkeit bezüglich des geozentrischen Inertialsystems IJK.

$$\Delta \vec{v}^{XYZ}(t_{ED}) = \vec{v}_{SC}^{XYZ}(t_{ED}) - \vec{v}_E^{XYZ}(t_{ED}). \quad (3.5)$$



**Abbildung 6:** Darstellung der Positions- und Geschwindigkeitsvektoren während der einzelnen Missionsphasen.

$$v_{SOI}^{IJK}(t_{ED}) = v_{SOI}(t_{ED}) = |\Delta \vec{v}^{XYZ}(t_{ED})| \quad (3.6)$$

Dass die Kollinearität des erforderlichen Fluchtvektors nicht zwangsläufig gegeben ist und von der Lage der Umlaufbahn des Raumfahrzeuges um die Erde abhängt, wird gesondert in Abschnitt 3.1.5 diskutiert. Die Manöver können trotzdem mit der Vereinfachung ermittelt werden.

Das Manöver  $\Delta v_{EDM}$  (Gleichung (3.7)), um das Raumfahrzeug auf die Fluchtgeschwindigkeit  $v_{SOI}$  zu beschleunigen, folgt aus der Differenz zwischen der erforderlichen Geschwindigkeit bezüglich des Perigäums  $v_p$  (Gleichung (3.8), abgeleitet aus Gleichung (3.3)) und der bereits vorhandenen Kreisgeschwindigkeit  $v_k$  (Gleichung (3.9) abgeleitet aus Gleichung (3.3)) des Raumfahrzeuges im Ausgangsorbit um die Erde (LEO). Die Perigäumsgeschwindigkeit ist durch die Fluchtgeschwindigkeit, den Radius des Ausgangsorbit  $r_{LEO}$ , den Radius der SOI und die Gravitationskonstante der Erde vorgegeben.

$$\Delta v_{EDM} = v_p - v_k \quad (3.7)$$

$$v_p = \sqrt{v_{SOI}(t_{ED})^2 + 2\mu_E \left( \frac{1}{r_{LEO}} - \frac{1}{r_{SOI}} \right)} \quad (3.8)$$

$$v_k = \sqrt{\frac{\mu_E}{r_{LEO}}} \quad (3.9)$$

Die Deep Space Maneuver (DSM) am Asteroiden sind vergleichsweise einfach zu berechnen, da hier die Gravitationsbeschleunigung, wie bereits beschrieben, vernachlässigt werden kann. Die notwendigen Manöver werden hiermit auf die Änderungen der heliozentrischen Geschwindigkeiten reduziert.

Aus der Lösung der Flugbahn für den Hinflug mit dem Lambert Löser folgt die Ankunfts geschwindigkeit am Asteroiden. Das Ankunftsmanöver  $\Delta v_{AAM}$  (Gleichung (3.10)) ergibt sich aus dem Betrag der Differenz der heliozentrischen Geschwindigkeiten von Raumfahrzeug und Asteroid (vgl. hierzu Gleichungen (3.5) und (3.6)). Gleiches gilt für das Abflugmanöver vom Asteroiden  $\Delta v_{ADM}$  (Gleichung (3.11)).

$$\Delta v_{AAM} = |\vec{v}_{SC}^{XYZ}(t_{AA}) - \vec{v}_A^{XYZ}(t_{AA})| \quad (3.10)$$

$$\Delta v_{ADM} = |\vec{v}_{SC}^{XYZ}(t_{AD}) - \vec{v}_A^{XYZ}(t_{AD})|. \quad (3.11)$$

Die drei beschriebenen Manöver ergeben schließlich den Gesamtantriebsbedarf  $\Delta v_{ges}$  (Gleichung (3.12)), welcher durch das Raumfahrzeug aufgebracht werden muss.

$$\Delta v_{ges} = \Delta v_{EDM} + \Delta v_{AAM} + \Delta v_{ADM}, \quad (3.12)$$

Zur Ermittlung der Wiedereintrittsgeschwindigkeit  $v_{Reentry}$  in die Erdatmosphäre wird mithilfe der Gleichungen (3.5) und (3.6) die Geschwindigkeit am Rand der SOI bei der Rückkehr vom Asteroiden ( $t_{ER}$ ) ermittelt. Als Eingangsparameter dienen die heliozentrischen Geschwindigkeiten von Erde und Raumfahrzeug am Ende des Rückkehrfluges vom Asteroiden. Aus Gleichung (3.8) kann damit die Geschwindigkeit im Perigäum berechnet werden, wobei sich der Radius  $r_{Wiedereintritt}$  aus dem Erdradius  $r_E$  und der Höhe für den Beginn des Wiedereintritts von 120 km ergibt. Eine Höhe von 120 km über der Erdoberfläche als Startpunkt für den Wiedereintritt wurde bereits in vergangenen Studien angewendet und gilt auch darüber hinaus als Standardwert zur Bestimmung der Wiedereintrittsgeschwindigkeit [72]. Beim Wiedereintritt nach dem hier gewählten Verfahren wird weder die Wiedereintrittsbahn noch die Relativgeschwindigkeit zur Erdatmosphäre berücksichtigt.

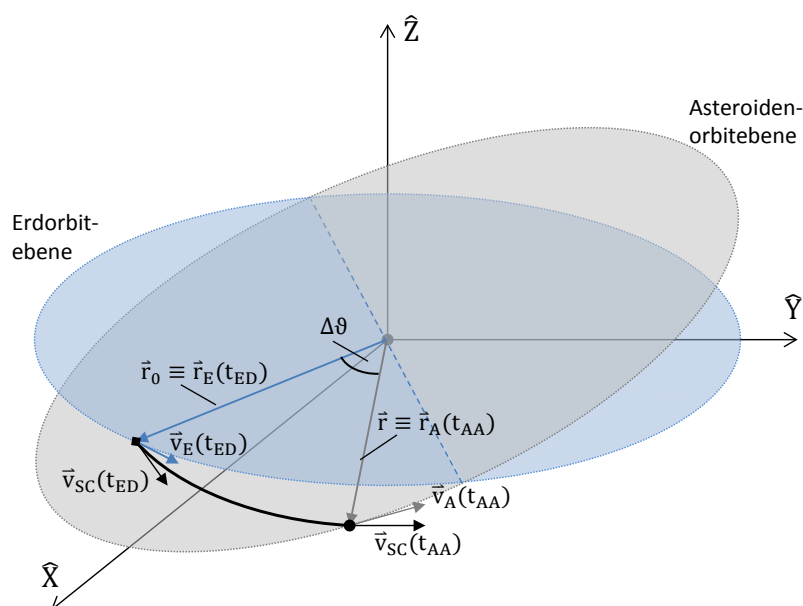
$$r_{LEO} = r_{Wiedereintritt} = r_E + 120\text{km} \quad (3.13)$$

Aufgrund der in Abschnitt 3.1.2 getroffenen Vereinfachungen sind Abweichungen der hier ermittelten Werte für die Bahnmanöver von den in der Realität auftretenden Werten zu erwarten. Eine pauschale Quantifizierung dieser Abweichungen lässt sich jedoch nicht durchführen, weshalb die ermittelten Werte in unveränderter Form in die Konzeptauslegung eingehen.

### 3.1.4 Lambert-Problem und Auswahl eines Lösungsverfahrens

Die zuvor dargestellten Berechnungsvorschriften zur Bestimmung der Bahnmanöver beruhen auf der Lösung des Lambert-Problems: der Suche nach der Keplerbahn zwischen zwei beliebigen Positionen ( $\vec{r}_0$  und  $\vec{r}$ ) im Raum unter Vorgabe der Flugzeit  $t$  zwischen diesen beiden Punkten [69]. In Abbildung 7 ist die Lösung des Lambert-Problems für eine beliebige Transferbahn von der Erde zu einem Asteroiden mit der Bezeichnung der zugehörigen Vektoren dargestellt. Eine dreidimensionale Betrachtung ist bei der Analyse von Transferbahnen besonders wichtig, da der Großteil aller NEO-Orbits eine nicht vernachlässigbare Inklination gegenüber dem Erdborbit aufweist. Die folgenden Betrachtungen sollen nur einige grundlegende Aspekte zur Lösung des Problems darstellen und keinesfalls eine Herleitung. Detaillierte Informationen zu dieser Thematik und die Herleitung von Lösungsmöglichkeiten sind in einschlägiger Grundlagenliteratur und Lehrbüchern zu finden [69] [70] [73] [74].

Im Kontext der Asteroidenmissionen soll die Lösung des Lambert-Problems dazu dienen, diejenigen heliozentrischen Geschwindigkeitsvektoren ( $\vec{v}_{SC}(t_{ED})$ ,  $\vec{v}_{SC}(t_{AA})$ ) zu bestimmen, welche die Flugbahn für den Transfer zwischen Erde und Asteroid, oder umgekehrt, unter der Vorgabe der Flugzeit beschreiben. Es existieren zahlreiche Verfahren und Ansätze, welche zur Lösung des Lambert-Problems herangezogen werden können. Im Rahmen dieser Arbeit und insbesondere für die Programmierung eines Berechnungsalgorithmus ist es von zentraler Bedeutung, dass der verwendete Lambert-Löser schnell und zuverlässig arbeitet. Eine Berücksichtigung von mehreren Umläufen um den Zentralkörper ( $\Delta\theta > 360^\circ$ ) ist für das hier gewählte Missionsszenario nicht erforderlich, da die Transferzeiten kürzer als 180 Tage sind und damit unterhalb der Orbitperiode erdnahe Asteroiden liegen.



**Abbildung 7:** Dreidimensionale Darstellung der Transferbahn von der Erde zu einem Asteroiden im heliozentrischen System (XYZ). Alle Vektoren sind im XYZ-System dargestellt, werden der Übersichtlichkeit halber jedoch nicht zusätzlich gekennzeichnet. Die Transferbahn entspricht der Lösung des Lambert Problems.

Die älteren Verfahren zur Lösung des Lambert-Problems, wie bspw. die Lösung nach Lambert oder das Lösungsverfahren nach Gauss eignen sich aufgrund von Unstetigkeiten bei Transferwinkeln  $\Delta\theta$  von  $180^\circ$  und den daraus folgenden Konvergenzproblemen nicht für die hier gestellten Anforderungen. Ebenso verhält es sich mit dem Lösungsverfahren unter Verwendung universeller Variablen. Die Auswahl fällt demzufolge auf ein Verfahren, welches weder die Unstetigkeit bei  $\Delta\theta = 180^\circ$ , noch die Geschwindigkeitsnachteile anderer Löser beinhaltet: das Battin Verfahren [74]. [69]

Battin's Methode hat ihre Wurzeln in der Gauss-Methode, nutzt jedoch Kettenbrüche, um das Konvergieren zu einer Lösung zu garantieren. Zur Umsetzung des Verfahrens in MATLAB wird ein vorgefertigter Algorithmus von Vallado [69] verwendet, welcher hinsichtlich der Geschwindigkeit zusätzlich optimiert wird. Dazu werden die für die Kettenbrüche benötigten Konstanten nicht, wie vorgesehen, während der Berechnung bei jedem Durchlauf neu gelöst, sondern als Konstanten in den übergeordneten Algorithmus eingebaut (siehe Algorithmus 1). Darüber hinaus wurden die Schleifen zur Lösung der Kettenbrücke gegen lineare Berechnungen ausgetauscht (siehe Algorithmus 7 und 8), wodurch ein geringer, aber in der Summe spürbarer Geschwindigkeitszuwachs ermittelt werden konnte. Des Weiteren werden die komponentenweisen Vektorberechnungen durch Matrixberechnungen ersetzt, wodurch keine Unterschiede im Ergebnis, aber deutliche Geschwindigkeitsvorteile bei der Berechnung entstehen. Diese Geschwindigkeitsvorteile werden hier nicht gesondert dokumentiert, konnten jedoch bei Tests während der Entwicklung des Quellcodes mithilfe eines in MATLAB enthaltenen Messwerkzeuges ermittelt werden. Als weiterer Optimierungsschritt wurde die in MATLAB enthaltene Standardfunktionen zur Bildung des Vektorproduktes gegen eine vereinfachte Funktion (siehe Algorithmus 6) ausgetauscht, da bekannt ist, dass bei der Berechnung durchgehend dreidimensionale Vektoren verwendet werden.

Durch die Optimierungen des Quellcodes werden keinerlei Veränderungen am mathematischen Vorgehen des Löser vorgenommen. Die Ergebnisse von Testrechnungen konnten mithilfe der Software Satellite Toolkit (STK) nachgeprüft und verifiziert werden. Hierfür wurde ebenfalls keine gesonderte

Dokumentation angefertigt. Der vollständige Quellcode des optimierten Lambert-Lösers nach der Battin Methode ist in Algorithmus 5 angegeben.

### 3.1.5 Festlegung des Ausgangsorbits

Nach der Lösung des Lambert-Problems (siehe Abschnitt 3.1.4) und entsprechend der Gleichung (3.5) zur Bestimmung der Relativgeschwindigkeit zwischen Erde und Raumfahrzeug, ist der Fluchtvektor  $\Delta \vec{v}^{XYZ}$  für einen vorgegebenen Transfer fest definiert. Die Richtung des Fluchtvektors wird standardisiert in geozentrisch äquatorialen Koordinaten, der Rektaszension  $\alpha$  und der Deklination  $\delta$ , angegeben. Zur Umwandlung von Vektoren aus dem heliozentrischen Koordinatensystem in das geozentrische Koordinatensystem ist normalerweise eine Transformation notwendig. Diese lässt sich umgehen, sobald der Fluchtvektor ausschließlich durch die genannten beiden Winkel und eine Absolutgeschwindigkeit beschrieben wird. Die Absolutgeschwindigkeit wird durch Betragsbildung gemäß Gleichung (3.6) ermittelt. Die Winkel für Deklination und Rektaszension sind aufgrund derselben Ausrichtung des heliozentrischen und geozentrischen Inertialsystems in beiden Systemen identisch. Die Lage des Koordinatenursprungs spielt dabei keine Rolle. Werden die Winkel in einem der beiden Systeme bestimmt, dann sind sie ebenso im anderen System gültig.

Da die Vektoren von Erde und Asteroid, sowie die Lösungen des Lambert Problems im heliozentrischen System vorliegen, werden sie zur Winkelbestimmung mit den Gleichungen (3.14) und (3.15) (beide aus [70, p. 205]) verwendet.

$$\delta = \sin^{-1} \left( \frac{\Delta v^{XYZ}_z}{|\Delta \vec{v}^{XYZ}|} \right) \quad (3.14)$$

$$\alpha = \begin{cases} \cos^{-1} \left( \frac{\frac{\Delta v^{XYZ}_x}{|\Delta \vec{v}^{XYZ}|}}{\cos(\delta)} \right), & \Delta v^{XYZ}_y > 0 \\ 360^\circ - \cos^{-1} \left( \frac{\frac{\Delta v^{XYZ}_x}{|\Delta \vec{v}^{XYZ}|}}{\cos(\delta)} \right), & \Delta v^{XYZ}_y \leq 0 \end{cases} \quad (3.15)$$

Für den Übergang auf die hyperbolische Fluchtbahn beim Start aus dem Ausgangsorbit muss das Raumfahrzeug auf einem Punkt der Umlaufbahn auf die gewünschte hyperbolische Fluchtgeschwindigkeit beschleunigt werden. Das Manöver erfolgt idealerweise im Perizentrum des Ausgangsorbits, am Punkt der maximalen Geschwindigkeit im Referenzsystem.

Der Schubvektor für das Manöver liegt hierbei in der Bahnebene und ist kollinear zum Geschwindigkeitsvektor des Raumfahrzeuges ausgerichtet, um Schubverluste zu vermeiden. Die Bahnparameter des Ausgangsorbits sind aufgrund der Randbedingungen durch Deklination und Rektaszension sowie der Forderung nach einem Manöver im Perizentrum, in gewissen Grenzen vorgegeben.

Zunächst ergibt sich aus der Bahnexzentrizität  $e$  der Fluchthyperbel der Winkel  $\beta$  (Gleichung (3.17) [75, p. 39]) zwischen dem Perigäum und der Asymptote der Fluchtbahn. Die Exzentrizität der Fluchthyperbelbahn wird aus dem Absolutbetrag der Fluchtgeschwindigkeit, dem Radius des Perigäums  $r_p$  in dem das Fluchtmanöver stattfindet und dem Gravitationsparameter  $\mu_E$  der Erde mit Hilfe von Gleichung (3.16) [70, p. 443] bestimmt.

$$e = 1 + \frac{r_p \cdot |\Delta \vec{v}^{XYZ}|^2}{\mu_E} \quad (3.16)$$

$$\beta = \cos^{-1} \left( -\frac{1}{e} \right) \quad (3.17)$$

Aus Gleichung (3.18) [75, p. 41], einer Winkelbeziehung aus der Kugeltrigonometrie, lässt sich die Gleichung (3.19) für das Argument des Perigäums  $\omega$  mit dem entsprechenden Wertebereich ableiten. Die Umkehrfunktion des Sinus ist in einem Bereich zwischen -1 und 1 definiert. Für die Inklination  $i$  des Ausgangsorbits folgt daraus der in Gleichung (3.20) dargestellte Wertebereich.

$$\sin(\delta) = \sin(i) \cdot \sin(\omega + \beta) \quad (3.18)$$

$$\omega = \sin^{-1} \left( \frac{\sin(\delta)}{\sin(i)} \right) - \beta \quad (3.19)$$

$$0 \leq \omega \leq 2\pi$$

$$|\delta| \leq i \leq \pi - |\delta| \quad (3.20)$$

Die Inklination des Ausgangsorbits für das Erreichen eines definierten Fluchtvektors muss demnach in einem Bereich größer der Deklination des Fluchtvektors und kleiner  $180^\circ$  minus der Deklination des Fluchtvektors liegen. Es sind also sowohl prograde, als auch retrograde Ausgangsbahnen möglich, welche jedoch die berechnete Mindestinklination aufweisen müssen.

Von einem vorgegebenen Startplatz sind meist Umlaufbahnen mit unterschiedlicher Inklination erreichbar. Einschränkungen ergeben sich dabei ausschließlich durch Sicherheitsbestimmungen zum Schutz der Landflächen. Verschiedene Startplätze und mögliche Inklinationen sind im Anhang in Tabelle A - 1 aufgelistet.

Die Nutzlastkapazität eines Trägersystems auf eine Umlaufbahn mit vorgegebener Höhe ausgehend von einem festen Startpunkt ist am größten, wenn die Inklination des Zielorbits dem Breitengrad des Startplatzes entspricht. Sobald von einem Startplatz ein Orbit mit einer Inklination verschieden vom Breitengrad des Startplatzes angefliegen wird, sinkt die Nutzlastkapazität des verwendeten Trägersystems, da die radiale Komponente der Erdrotationsgeschwindigkeit nicht mehr vollständig in die Tangentialkomponente der Geschwindigkeit des Trägersystems eingeht.

Zur vollständigen Definition des Ausgangsorbits muss anhand eines gewählten Startplatzes und der damit einhergehenden Inklination zunächst das Argument des Perigäums aus Gleichung (3.19) bestimmt werden. Aus den nun bekannten Werten lässt sich die Rektaszension  $\alpha_{\text{long}}$  des Orbits bezüglich des Längengrades mit Gleichung (3.21) vgl. [75, p. 42] bestimmen. Der aufsteigende Knoten  $\Omega$  des Orbits im geozentrisch äquatorialen System (Gleichung (3.22) [75, p. 42] berechnet sich schließlich aus der Rektaszension des Fluchtvektors (Gleichung (3.15))  $\alpha$  abzüglich der Rektaszension bezüglich des Längengrades.

$$\alpha_{\text{long}} = \tan^{-1}(\cos(i) \cdot \tan(\omega + \beta)) \quad (3.21)$$

$$\Omega = \alpha - \alpha_{\text{long}} \quad (3.22)$$

Durch die Festlegung, dass das Bahnmanöver im Perigäum stattfindet, ist die wahre Anomalie  $\theta$  gleich null, womit alle Orbitparameter des Ausgangsorbits bestimmt sind. Die Problematik des Ausgangsorbits besteht folglich also in der Einschränkung von Inklination und aufsteigendem Knoten, wodurch die Startzeitpunkte und die Leistungsfähigkeit von Trägersystemen beeinflusst werden.

## 3.2 Auslegung eines Algorithmus zur Transferbahnberechnung

### 3.2.1 Annahmen, Zielstellung und Funktionsumfang

Mit geeigneten Berechnungsverfahren, implementiert in MATLAB, soll die gesamte Population der bekannten NEAs auf geeignete Kandidaten für bemannte Missionen hin analysiert werden. Anhand der Ergebnisse sollen Alternativziele zu einer Apophismission zur Auswahl stehen, von denen eines für die Auslegung eines alternativen Missionsszenarios verwendet werden soll. Die Ergebnisse lassen außerdem weitere Schlüsse zu, die bei der Betrachtung von einzelnen Transferbahnen nicht möglich sind (siehe dazu Abschnitt 3.3). Die Vorbetrachtungen vergangener Studien (siehe Abschnitt 2.2.2) haben gezeigt, dass verschiedene Verfahren zur Analyse des gesamten NEA-Raumes zur Verfügung stehen, jedoch nicht immer zu identischen Ergebnissen führen.

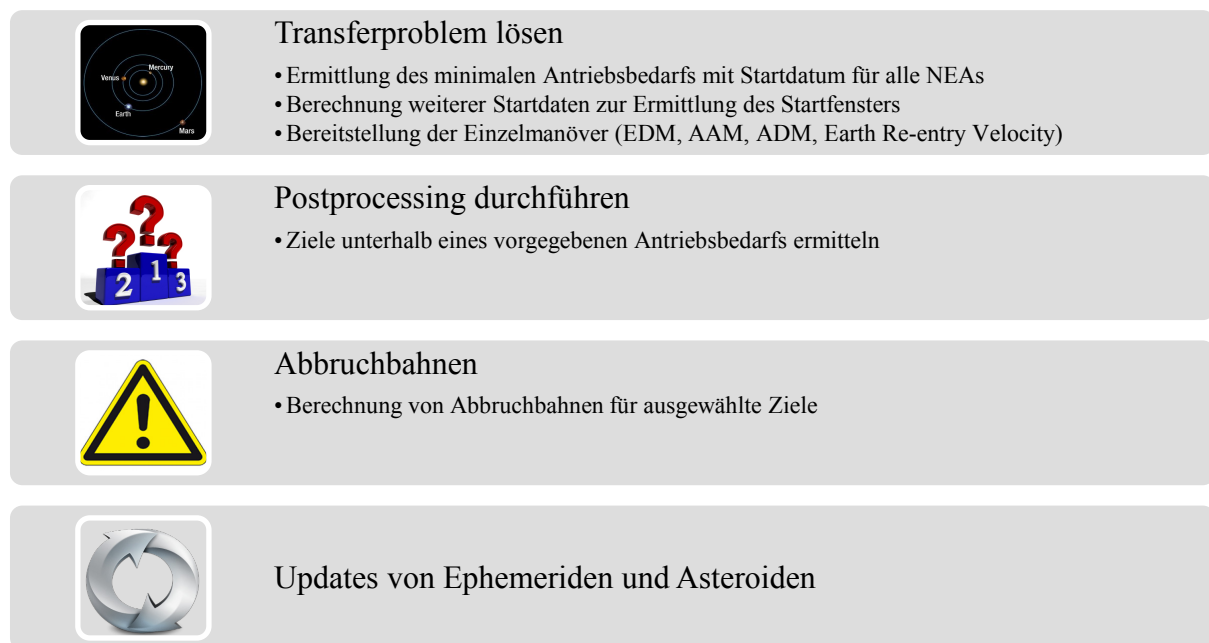
Im Rahmen dieser Arbeit soll, basierend auf der Diskussion in Abschnitt 2.2.2, auf einen dedizierten Filterprozess zur Auswahl potenzieller Ziele verzichtet werden und stattdessen durch drei Annahmen eine grobe Eingrenzung erfolgen:

1. In allen bisherigen Studien hat sich gezeigt, dass die Minima des Antriebsbedarfs für den Flug zu einem Asteroiden zum Zeitpunkt der dichtesten Annäherung des Asteroiden an die Erde auftreten.
2. Als dichteste Annäherung wird eine Obergrenze von 0,2 AU definiert, was circa 30 Mio. km entspricht. Dieser Wert bildet einen Querschnitt aus den bisherigen Studien und hat dort gezeigt, dass er sich als Annahme gut eignet. (siehe Abschnitt 2.2.2)
3. Verknüpft mit den beiden ersten Annahmen werden demnach nur diejenigen Asteroiden berücksichtigt, welche sich im Zeitraum zwischen 2015 und 2050 (RQ-MA-03) der Erde auf weniger als 0,2 AU nähern.

Die aus den obigen Annahmen ermittelte Population dient als Input für einen Algorithmus zur Transferbahnberechnung. Als Grundfunktion soll der Algorithmus das in Abschnitt 3.1 erläuterte Transferproblem lösen und für den jeweiligen Asteroiden den minimal benötigten Gesamtantriebsbedarf und das zugehörige Startdatum ermitteln. Zusätzlich muss daraus der Antriebsbedarf der Einzelmanöver hervorgehen.

Aus den bisherigen Studien für bemannte Missionen zu NEAs kann in den meisten Fällen ausschließlich der minimal notwendige Gesamtantriebsbedarf entnommen werden. Zur Systemauslegung muss der Antriebsbedarf der Einzelmanöver jedoch bekannt sein. Dies ist ein wesentlicher Grund für die Entwicklung eines eigenen Algorithmus.





**Abbildung 8: Kernfunktionen des Algorithmus zur Transferbahnberechnung für bemannte Asteroidenmissionen.**

Als weitere Eigenschaft soll der Antriebsbedarf auch für weitere Startdaten, die um das berechnete Optimum herum liegen, zur Verfügung gestellt werden, um daraus ein Startfenster für die Mission ableiten zu können. Das Optimum soll als das mit dem gewählten Verfahren erreichbare Optimum angesehen werden. Die Abweichung zum realen Optimum kann nicht abgeschätzt werden, weil dafür, wie bereits in Abschnitt 3.1 erläutert wurde, deutlich aufwendigere Berechnungen benötigt werden.

Neben der Transferbahnberechnung soll die Möglichkeit zur Analyse von Abbruchbahnen bestehen, wie sie bereits in einer der Studien [63] ausführlich beschrieben wird. Zuletzt ist es aufgrund der ständig wachsenden Population bekannter NEAs und der beständigen Aktualisierung der Ephemeriden notwendig, Neuberechnungen durchzuführen und mögliche Startzeiträume zu aktualisieren. Damit ergibt sich der in Abbildung 8 dargestellte Funktionsumfang. Die folgenden Abschnitte erläutern im Einzelnen den Aufbau und die Funktionsweise der dafür notwendigen Algorithmen.

### 3.2.2 Asteroidendatenbank, Ephemeriden und Koordinatentransformation

Für die nach dem Verfahren im Abschnitt 3.2.1 ermittelte Population von Asteroiden wird eine Datenbank (siehe Tabelle 7) generiert, die alle notwendigen Informationen zur Identifikation der Asteroiden und die zugehörigen Zeitpunkte der dichten Annäherungen an die Erde bereithält. Die wichtigsten Einträge der Datenbank sind der Name des Asteroiden, die SPK-ID und die Zeitpunkte der dichtesten Annäherung an die Erde (im Folgenden auch Annäherungsdatum genannt), deren Angabe als modifiziertes julianisches Datum erfolgt.

Zur Nutzung des Lambert Löser bedarf es der Kenntnis aller in Abbildung 6 dargestellten Vektoren zu verschiedenen Zeitpunkten zwischen 2015 und 2050. Diese Vektoren müssen für Erde und Asteroid im selben Koordinatensystem zur Verfügung gestellt werden. Als wichtige Vereinfachung für die folgenden Berechnungsalgorithmen wird die Festlegung getroffen, dass die Vektorinformationen aus

**Tabelle 7: Ausschnitt aus der Asteroidendatenbank, wie sie für den Berechnungsalgorithmus verwendet wird.**

name	full name	SPK-ID	ID	primary designation	NEO-flag	PHA-flag	Close Approach Dates
'1950 DA'	' 29075 (1950 DA)'	'2029075'	'a0029075'	'29075'	'Y'	'Y'	63293
'1974 MA'	' 5660 (1974 MA)'	'2005660'	'a0005660'	'5660'	'Y'	'N'	64909
'1982 TA'	' 4197 (1982 TA)'	'2004197'	'a0004197'	'4197'	'Y'	'N'	69571
'1983 LC'	' (1983 LC)'	'3005806'	'bj83L00C'	""1983 LC""	'Y'	'Y'	[59415;67180]
'1985 WA'	' (1985 WA)'	'3001259'	'bj85W00A'	""1985 WA""	'Y'	'N'	62076
'1986 DA'	' 6178 (1986 DA)'	'2006178'	'a0006178'	'6178'	'Y'	'N'	65520
'1987 WC'	' (1987 WC)'	'3005810'	'bj87W00C'	""1987 WC""	'Y'	'N'	69749
'1988 EG'	' 6037 (1988 EG)'	'2006037'	'a0006037'	'6037'	'Y'	'Y'	[60179;66577]
'1988 SM'	' 65674 (1988 SM)'	'2065674'	'a0065674'	'65674'	'Y'	'N'	68588
'1988 TA'	' (1988 TA)'	'3001644'	'bj88T00A'	""1988 TA""	'Y'	'Y'	[63493;64109]

den Ephemeriden mit einem Intervall von einem Tag aufgelöst werden. Diese Auflösung bezieht sich nicht auf den Lambert Algorithmus, sondern lediglich auf die Bereitstellung der Positions- und Geschwindigkeitsvektoren. In vergangenen Studien hat sich gezeigt, dass diese Auflösung zur Abschätzung der benötigten Manöver ausreichend genau ist. Die Auflösung im Minuten- oder Sekundenbereich resultiert in einem 1440- bis 86400-fachen ( $24\text{ h} \cdot 60\text{ min}$  bzw.  $24\text{ h} \cdot 60\text{ min} \cdot 60\text{ s}$ ) Rechen- und Datenaufkommen, welches mit dem Erkenntnisgewinn nicht in Relation zu setzen ist.

Mithilfe des Asteroidennamens und der SPK-ID werden über das JPL HORIZONS System [76] die Ephemeriden aller Asteroiden und der Erde generiert und heruntergeladen. Zur Automatisierung dieses Prozesses wird ein Skript verwendet, welches mithilfe der Datenbank über ein Telnet-Interface auf den HORIZONS zugreift, den Asteroiden sucht, die Ephemeridendatei auf dem Server generieren lässt und anschließend via FTP den Download initiiert. Als Randbedingung wird der gewünschte Zeitraum angegeben. Als Ergebnis wird eine binäre Ephemeridendatei abgespeichert. Das ursprüngliche Skript zur Generierung der Ephemeriden stammt von Jon Giorgini, einem Mitarbeiter des JPL, und wurde für die Verwendung mit MATLAB unter Windows angepasst. Der Austausch und die Verifizierung dieser Anpassung sind in persönlichem Kontakt mit Herrn Giorgini erfolgt.

Um aus der Ephemeridendatei die Positions- und Geschwindigkeitsvektoren zu jedem beliebigen Zeitpunkt zu erhalten, wird das SPICE Toolkit [77] verwendet. Diese über das NAIF zur Verfügung gestellte Befehlsbibliothek ermöglicht die Verarbeitung der binären Ephemeriden und die Transformation von Vektoren zwischen verschiedenen Koordinatensystemen. Sowohl das HORIZONS System als auch das SPICE-Toolkit stammen vom JPL und SPK-Ephemeriden sind explizit für die Verarbeitung mit dem SPICE-Toolkit vorgesehen.

Als Inertialsystem für die Berechnung der Transferbahnen wird das heliozentrisch äquatoriale Koordinatensystem (J2000) verwendet. Für die Berechnung der Manöver ist entscheidend, dass alle Vektoren im selben Koordinatensystem vorliegen. Das SPICE-Toolkit bietet dafür eine einheitliche und validierte Berechnungsgrundlage, wodurch Fehler bei der Verwendung unterschiedlicher Systeme ausgeschlossen werden sollen.

Für den Lambert Löser ist es entscheidend, dass die Vektoren in demselben inertialen Koordinatensystem bereitgestellt werden. Per Definition liegen dann auch die Ausgabevektoren des Lambert Löser in diesem Koordinatensystem.

### 3.2.3 Transferbahnen und Bahnoptimierung

Bei der Berechnung der Transferbahn existieren aufgrund der bisher getroffenen Festlegungen drei Freiheitsgrade für die Optimierung. Zunächst kann die Aufenthaltszeit am Asteroiden zwischen 10 und 30 Tagen variiert werden, als Zweites kann das Verhältnis der Flugzeit von Hinflug zu Rückflug verändert werden und zuletzt kann das Startdatum verändert werden. Die Gesamtmissionsdauer beträgt gemäß RQ-MA-01 für alle Varianten immer exakt 180 Tage.

Die Aufgabe des Optimierungsalgorithmus ist es, diejenige Konfiguration der einzelnen Bahnsegmente zu bestimmen, welche auf einen minimalen Antriebsbedarf führt. Mithilfe des Lambert Löser und der im vorherigen Abschnitt vorgestellten Positions- und Geschwindigkeitsdaten wird dafür eine Vielzahl von Flugbahnen berechnet. Zunächst wird für das erste vorgegebene Startdatum mehrfach der gesamte Transfer berechnet und dabei die Flugzeit für Hin- und Rückflug variiert. Die Verweildauer beträgt hierfür immer 10 Tage. Anschließend wird derselbe Prozess erneut für weitere Verweildauern bis maximal 30 Tage ausgeführt. Aus dem daraus entstehenden Datensatz wird diejenige Kombination mit dem minimalen Gesamtantriebsbedarf herausgefiltert. Dieser gilt für das anfänglich gewählte Startdatum.

Im nächsten Schritt wird derselbe Prozess für weitere Startdaten wiederholt. Der daraus entstehende Datensatz zeigt die Entwicklung des Gesamtantriebsbedarfs über einen breiten Zeitraum. Anhand dieser Daten kann das im jeweiligen Analysezeitraum befindliche Minimum ermittelt werden. Dieses „globale“ Minimum wird in den meisten Studien zu bemannten Asteroidenmissionen angegeben. Da der Analysezeitraum um den Zeitraum der dichtesten Annäherung an die Erde angenommen wurde, gilt der Begriff „global“ nur eingeschränkt. Kommt es für einen Asteroiden zu mehreren dichten Annäherungen an die Erde (siehe bspw. Tabelle 7 letzte Spalte), dann erfolgt die Ermittlung des minimalen Antriebsbedarfs nach dem oben beschriebenen Schema gesondert für jedes einzelne Datum.

Die Minima aller Asteroiden werden in einer Liste abgespeichert. Sie enthält neben dem Gesamtantriebsbedarf außerdem Informationen über die Einzelmanöver, die heliozentrischen Statusvektoren des Raumfahrzeuges zu Beginn und Ende jeder Flugphase und die Orbitalelemente des Asteroiden. Diese Ergebnisdatenbank dient als Input für die Nachbearbeitung der Ergebnisse (Postprocessing).

In Tabelle 8 sind die Randbedingungen und Intervalle für den Optimierungsprozess aufgeführt. Die bisher durchgeführten Missionsstudien haben gezeigt, dass für einen NEA jeweils zwei Startdaten existieren, für die der Gesamtantriebsbedarf minimal ist. Das erste Minimum liegt dabei circa 180 Tage vor der dichtesten Annäherung an die Erde. Das zweite Minimum tritt innerhalb weniger Wochen um den Zeitpunkt der dichtesten Annäherung auf. Die Begründung dafür wird in Abschnitt 5.1.1 geliefert und soll hier nicht weiter diskutiert werden.

Aufgrund der bisherigen Erfahrungen wird das erste Startdatum mit einem zusätzlichen Puffer von 50 Tagen auf insgesamt 230 Tage vor dem Annäherungsdatum festgelegt. Das letzte Startdatum für die Suche ist der Zeitpunkt 100 Tage nach dem Annäherungsdatum. Die Intervalle für Startdatum und Verweildauer werden auf 5 Tage festgelegt, um den Rechenaufwand zu reduzieren. Anhand von Testläufen konnte gezeigt werden, dass zwischen einer Auflösung in Ein-Tages-Schritten und Fünf-Tages-Schritten Abweichungen kleiner als 1 m/s auftreten. Bei Gesamtgeschwindigkeitsänderungen von mehreren km/s ist diese Abweichung akzeptabel bei gleichzeitiger Reduktion der Rechenzeit um 80 %.

**Tabelle 8: Parameter und Grenzwerte für die Optimierung der Transferbahn zum Asteroiden nach dem minimalen Gesamtantriebsbedarf.**

Parameter	Minimum [d]	Maximum [d]	Intervall [d]
Startdatum	230 d vor Annäherungsdatum	100 d nach Annäherungsdatum	5
Transferdauer Hinflug	10	170	1
Transferdauer Rückflug	10	170	1
Verweildauer	10	30	5
Gesamtmissionszeit	180	180	-

Für jedes Annäherungsdatum wird insgesamt ein Zeitraum von 330 Tagen analysiert. Zu jedem der darin vorkommenden Startdaten werden die optimierten Parameter der Transferbahn abgespeichert. Anhand dieses Verfahrens zur Ermittlung des globalen Minimums entstehen automatisch die Daten zur Bestimmung des Startfensters.

### 3.2.4 Berechnung von Abbruchbahnen

Bei bemannten Raumfahrtmissionen hat die Sicherheit der Astronauten während der gesamten Mission oberste Priorität, weshalb entsprechende Szenarien für den Missionsabbruch bei bestimmten Zwischenfällen vorgesehen werden müssen. Die Notwendigkeit der Analysen ergibt sich aus MZ-P-02 bzw. RQ-MA-06. Als Abbruch wird hierbei die sofortige Einleitung des Rückkehrfluges zur Erde definiert. Diese Rückkehr zur Erde kann entweder während der LEO-Phase (Phase 1, Abbildung 5) oder während des Fluges zum Asteroiden (Phase 2) erfolgen. In der LEO-Phase wird der gesamte Treibstoff für die Mission mitgeführt, womit ein Deorbitmanöver aus dem LEO ohne antriebsseitige Einschränkungen durchführbar ist. Während des Hinfluges zum Asteroiden wird der Treibstoff für das AAM und das ADM mitgeführt und kann für den Abbruch verwendet werden. Der dabei verfügbare Treibstoff begrenzt das Antriebsvermögen und damit auch die Rückkehrmöglichkeiten.

Das Abbrechen während des Aufenthaltes am Asteroiden soll hier nicht betrachtet werden, da der dabei mitgeführte Treibstoff für das ADM benötigt wird. Das Manöver ist bereits auf die Rückkehr zur Erde ausgelegt und es kann kein weiteres Manöver zur Verkürzung des Rückfluges zur Erde durchgeführt werden.

Bei einem Abbruch der Mission während des Hinfluges zum Asteroiden sind zwei Szenarien denkbar: Beispielsweise in einem medizinischen Notfall oder bei Problemen mit Lebenserhaltungssystemen muss das Raumfahrzeug schnellstmöglich zur Erde zurückkehren, um das Überleben der Besatzung zu sichern. Es wird angenommen, dass dafür der gesamte Treibstoff, welcher sich in den Stufen befindet, verwendet werden kann. Das Szenario wird im Folgenden als „Quick Return“ bezeichnet. In einer zweiten Notfallsituation kann die Manövrierfähigkeit des Raumschiffes aufgrund eines fehlerhaften Antriebssystems eingeschränkt sein. Die nominale Mission ist somit nicht mehr durchführbar und die Rückkehr zur Erde muss mit dem minimal möglichen Antriebsbedarf erfolgen, ohne dass dabei die Gesamtmissionsdauer von 180 Tagen überschritten wird. Im Folgenden wird diese zweite Abbruchoption als „Minimum Return“ bezeichnet. Da die Gesamtmissionsdauer im Notfall nicht als harte Grenze betrachtet werden soll und möglicherweise auch geringfügig längere Flugzeiten tolerierbar sind, werden auch längere Rückflugzeiten in die Betrachtungen eingeschlossen.

Das Prinzip zur Berechnung der Abbruchbahnen ist ähnlich zu dem der Transferbahnberechnung und wird in MATLAB umgesetzt (Algorithmus 18). Position und Geschwindigkeit des Raumfahrzeuges sind

während jedes Zeitpunktes auf der Flugbahn zum Asteroiden bekannt. Mithilfe der einzelnen Positionen zu verschiedenen Zeitpunkten kann das Lambert-Problem für den Rückflug gelöst werden. Zielpunkt für diese Flugbahn ist stets die Erde. Die Transferdauer für den Rückflug wird variiert, um damit verschiedene Rückkehroptionen zu analysieren.

Das Manöver für den Abbruch berechnet sich aus

$$\Delta v_{\text{Abbruch}} = |\vec{v}_{\text{SC}}^{\text{XYZ}}(t_{\text{Abbruch}}) - \vec{v}_{\text{SC,Rückkehr}}^{\text{XYZ}}(t_{\text{Abbruch}})|. \quad (3.23)$$

Für den Antriebsbedarf ist, analog zu den Transferbahnberechnungen, nur der Betrag der Differenz zwischen der Geschwindigkeit des Raumfahrzeuges  $\vec{v}_{\text{SC}}^{\text{XYZ}}$  und der für die Rückkehrbahn notwendigen Geschwindigkeit  $\vec{v}_{\text{SC,Rückkehr}}^{\text{XYZ}}$  von Interesse. Die Lage des Geschwindigkeitsvektors wird durch die Ausrichtung des Raumfahrzeuges gesteuert.

Anhand der Rückkehrgeschwindigkeit des Raumfahrzeuges aus der Lösung des Lambert Problems für die Abbruchbahn kann die Wiedereintrittsgeschwindigkeit in die Erdatmosphäre berechnet werden. Für die Dimensionierung des Thermalschutzsystems der Wiedereintrittskapsel ist der Maximalfall ausschlaggebend. Da die Abbruchbahn eine Abweichung vom Nominalfall darstellt, können ggf. höhere Wiedereintrittsgeschwindigkeiten auftreten. Diese müssen demnach für jeden möglichen Abbruchfall bestimmt werden.

Im Ergebnis wird der Antriebsbedarf für Missionsabbrüche als Konturgrafik (siehe Abbildung 30, S.106) dargestellt, aus der sich zu jeder Abbruchbahn der notwendige Antriebsbedarf ablesen lässt. Die x-Achse zeigt den Zeitpunkt des Abbruchs in Tagen, ausgehend vom Startdatum der Mission. Auf der y-Achse ist die dazugehörige Rückflugdauer aufgetragen. Eine weiße Linie im Digramm bildet die Grenze für die Gesamtmissionsdauer. Alle Szenarien oberhalb dieser Linie führen zu längeren Rückflugzeiten, alle Szenarien darunter zu kürzeren Rückflugzeiten, als 180 Tagen. Die Wiedereintrittsgeschwindigkeiten werden analog zu den Abbruchmanövern in einer Konturgrafik (siehe Abbildung 31, S.107) dargestellt. Die Achsenbeschriftung ist in beiden Diagrammen identische, sodass dieselben x- und y-Positionen zu einer gemeinsamen Rückkehrbahn gehören.

### 3.2.5 Updates von Asteroidendatenbank und Ephemeriden

In Abschnitt 2.1.4 wurde darauf eingegangen, dass jährlich zwischen 300 und 500 neue NEOs entdeckt werden. Außerdem werden die Ephemeriden bereits bekannter Objekte fortlaufend aktualisiert. Diese beiden Entwicklungen machen es erforderlich, die Berechnungen von Transferbahnen regelmäßig zu überarbeiten.

Der zeitliche Aufwand für die Neuberechnung der gesamten Datenbank ist sehr groß und wächst außerdem mit steigender Asteroidenanzahl. Ein Update-Algorithmus (Algorithmus 9) identifiziert hingegen nur diejenigen Objekte, bei denen sich Änderungen zwischen der letzten und der aktuellen Erhebung zeigen.

Um die Änderungen zu ermitteln, wird die zuletzt verwendete Asteroidendatenbank mit einer neu generierten Asteroidendatenbank verglichen. Asteroiden, die noch nicht in der alten Datenbank vorhanden waren, werden in jedem Fall für ein Update ausgewählt. Für die bereits vorhandenen Asteroiden werden zwei Vergleichskriterien verwendet: die SPK-ID und die Annäherungsdaten.

Unterscheidet sich die SPK-ID zwischen alter und neuer Datenbank, so werden alle zugehörigen Annäherungsdaten einem Update unterzogen. Unterscheidet sich die SPK-ID nicht und es gibt nur

Unterschiede bei den Annäherungsdaten, so werden nur diejenigen Zeiten neu berechnet, die in der alten Datenbank noch nicht vorhanden waren. Gelöschte Asteroiden werden in einer gesonderten Datei ausgegeben und bei den Berechnungen nicht mehr berücksichtigt.

Die ermittelten Asteroiden, für die ein Update erforderlich ist, werden in eine zusätzliche Datenbank abgespeichert, welche denselben Aufbau wie die ursprüngliche Asteroidendatenbank (Tabelle 7) aufweist. Die Updatedatenbank umfasst aber je nach Umfang der Änderungen deutlich weniger Einträge. Die Neuberechnung bedarf somit nur wenig Rechenzeit.

Mit Hilfe von Algorithmus 14 wird nach einem Update die Ergebnisliste aktualisiert. Grundlage für die neue Ergebnisliste ist die aktuelle Asteroidendatenbank. Die Einträge werden nacheinander durchlaufen und die zugehörigen Transferbahnberechnungen in der Ergebnisliste abgespeichert. Sind für einen Asteroiden sowohl Daten in der alten Ergebnisliste, also auch in der Updateliste vorhanden, so werden nur die neuen Daten verwendet.

### 3.2.6 Nachbearbeitung der Ergebnisse

Das Ziel der Nachbearbeitung ist es, aus der gesamten Ergebnisliste diejenigen Optionen auszuwählen, für die der Gesamtantriebsbedarf unterhalb eines definierten Limits liegt. Der Nachbearbeitungs-Algorithmus (Algorithmus 15) verlangt aus diesem Grund die Vorgabe eines oberen Limits für den Antriebsbedarf und filtert daraufhin die gesamte Ergebnisliste.

Als Resultat entsteht eine detaillierte Datenbank mit verschiedenen Zusatzinformationen für jede der gefilterten Transferoptionen. Diese umfassen: Den Asteroidennamen, die Standardinhalte der Ergebnisliste, konvertierte Zeitangaben im Format Jahr-Monat-Tag, die Orbitalelemente von Erde und Asteroid für die Übergänge zwischen den einzelnen Transferphasen, die Einzelkomponenten ( $x$ ,  $y$ ,  $z$ ) von AAM und ADM sowie die Relativgeschwindigkeit zwischen Erde und Asteroid während des Annäherungsdatums.

Die Auswertung der bei der Nachbearbeitung erzeugten Daten erfolgt in Excel, da sich die Anwendung eines in MATLAB implementierten Algorithmus als weniger zielführend herausgestellt hat. Aufgrund der Betrachtung eines Bereiches von 380 Tagen um das Annäherungsdatum können Ergebnisse doppelt vorkommen. Liegen die Annäherungsdaten eines Asteroiden sehr dicht beieinander (Abstand circa 1 Jahr), dann konvergiert der Algorithmus zum selben Optimum. Durch eine manuelle Filterung können diese Dopplungen aussortiert werden.

### 3.3 Ergebnisse und Auswahl potenzieller Ziele

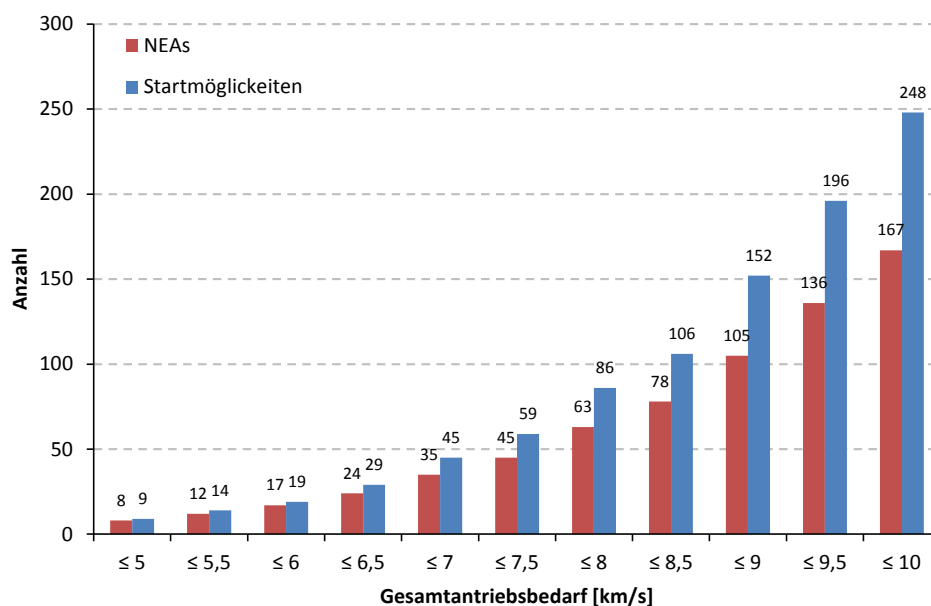
#### 3.3.1 Überblick zur Gesamtpopulation

Mit dem in Abschnitt 3.1.5 beschriebenen Toolkit wurden mit Stand vom 17. November 2011 aus einer Gesamtpopulation von 8450 NEOs, 2629 Asteroiden mit einer MOID von weniger als 0,2 AU für die Berechnungen ausgewählt. Zwischen der Erde und diesen Asteroiden kommt es im Zeitraum von 2015 bis 2050 zu 6516 dichten Annäherungen an die Erde.

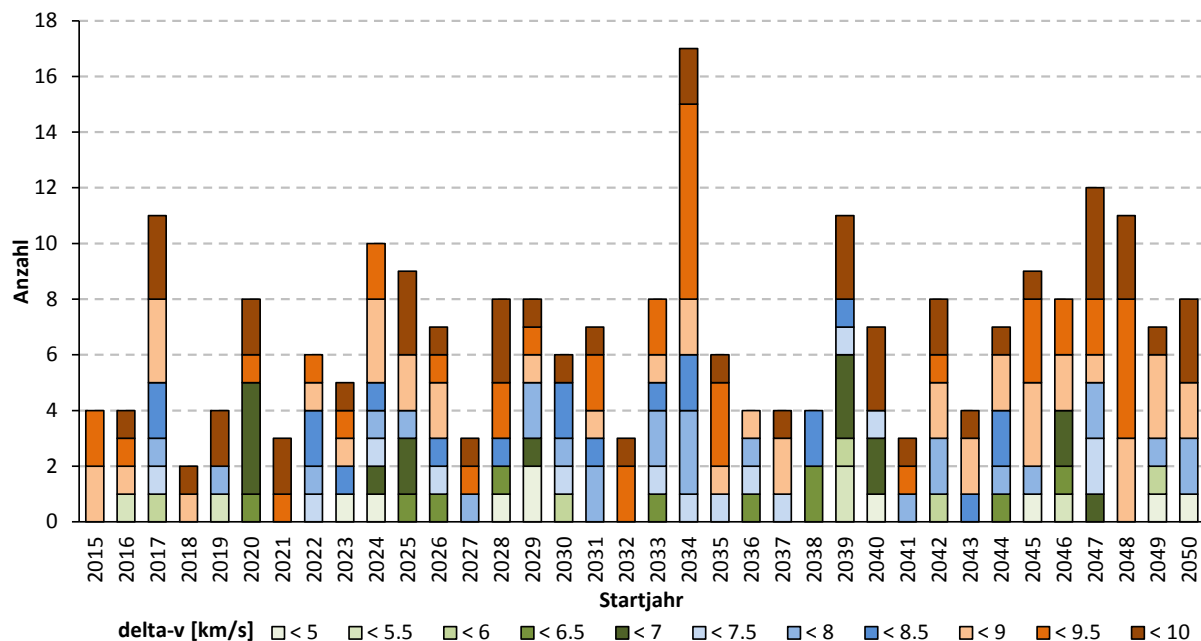
Die Nachbearbeitung der Ergebnisse wurde für alle Ziele bis zu einem Gesamtantriebsbedarf von 10 km/s durchgeführt. Nach dem Entfernen der doppelt vorhandenen Ergebnisse existieren insgesamt 248 Startmöglichkeiten zu 167 NEAs im analysierten Zeitraum.

Der Verlauf in Abbildung 9 verdeutlicht, dass mit linear steigendem, maximal verfügbarem Antriebsvermögen die Anzahl erreichbarer Ziele leicht überproportional zunimmt. Je mehr Antriebsbedarf von einer Architektur zur Verfügung gestellt werden kann, desto mehr Ziele sind für bemannte Missionen erreichbar.

Bei einem Gesamtantriebsbedarf von bis zu 5 km/s sind ein Zehntel der Ziele mehrfach erreichbar. Bei 7,5 km/s steigt dieser Anteil bereits auf ein Viertel, bei 10 km/s sogar auf ein Drittel. Für bemannte Missionen stellen mehrmals erreichbare Ziele sehr interessante Objekte dar. Precursor-Raumfahrzeuge können beispielsweise vor dem Eintreffen des bemannten Raumschiffes innerhalb kurzer Zeiträume mit geringem Antriebsbedarf zum Ziel fliegen und es näher charakterisieren. Ein anderes mögliches Szenario wäre die Platzierung von Treibstoffdepots am Asteroiden vor dem Start des bemannten Raumfahrzeuges. Die Nutzung der vorgeschlagenen Optionen muss aber für ausgewählte Ziele im Einzelnen geprüft werden.



**Abbildung 9:** Anzahl der erreichbaren Asteroiden und Anzahl der Startmöglichkeiten im Zeitraum von 2015 bis 2050, aufgetragen über dem minimalen Antriebsbedarf von bis zu 10 km/s für 180-Tage Missionen.



**Abbildung 10: Anzahl der Startmöglichkeiten für 180-Tage NEO Missionen pro Jahr, gestuft nach dem steigenden minimalen Antriebsbedarf.**

Im Histogramm in Abbildung 10 sind die Startmöglichkeiten über dem jeweiligen Startjahr aufgetragen. Die Anzahl der Ziele wird entsprechend der Höhe des erforderlichen Gesamtantriebsbedarfs farblich unterschieden. Mit einem Antriebsvermögen von bis zu 7,5 km/s ist nahezu jährlich mindestens eine bemannte 180-Tage-Mission zu einem NEA möglich. Bei steigendem Antriebsvermögen sind jährlich mehrere Ziele erreichbar.

Für die Auswahl und Auslegung der Systemarchitektur wäre es demnach sinnvoll, über ein möglichst hohes maximales Gesamtantriebsvermögen zu verfügen. Damit ergeben sich häufige Startmöglichkeiten und es stehen Alternativziele für eine gewählte Architektur zur Verfügung. Wird das Transfersystem hingegen von Beginn an für eine sehr „leichte“ Mission (< 5 km/s) ausgelegt, kann diese Architektur nach einem Ablauf des Startfensters nicht für eine Mission mit höherem Antriebsbedarf eingesetzt werden. In jedem Fall sind für die Architekturauswahl Analysen der Bahnmanöver über den gesamten Startzeitraum notwendig. Diese Betrachtungen erfolgen in Kapitel 5 anhand zweier Zielasteroiden.

### 3.3.2 Physikalische Charakterisierung

Zur Auswahl eines geeigneten Asteroiden für eine bemannte Mission können unterschiedliche Kriterien vereinbart werden. Als primäre Faktoren gelten Eigenschaften mit Bezug auf die Sicherheit der Astronauten und die technische Umsetzbarkeit der Missionsziele. Letztere wird hauptsächlich durch die Randbedingungen des Transfers und dem daraus folgenden Antriebsbedarf abgeleitet. Die Sicherheit der Astronauten hingegen ist von den spezifischen physikalischen Eigenschaften des Zielobjektes abhängig. Eine physikalische Charakterisierung kann für die Vorauswahl von Zielen somit sehr nützliche Parameter liefern.

Bei der Suche nach Asteroiden werden meist keine objektspezifischen physikalischen Parameter gewonnen. Die Detektion erfolgt anhand von Helligkeitsmessungen und der Orbit wird auf Basis von



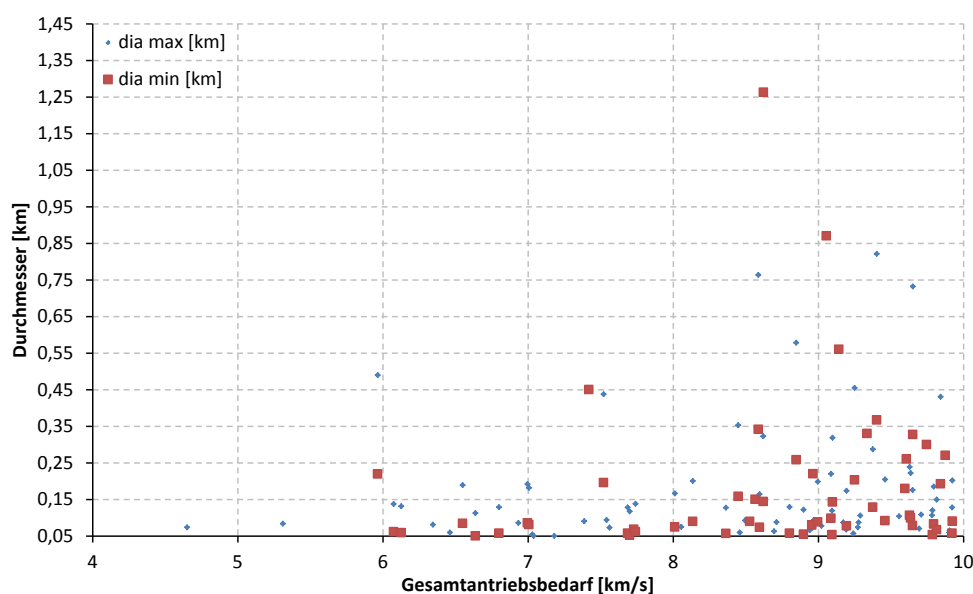
Positions- und/oder Geschwindigkeitsmessungen bestimmt (siehe dazu Abschnitt 2.1.4). Für eine bemannte Mission sind zusätzliche Aussagen über die Größe, die Rotationsrate, die taxonomische Klasse und den groben inneren Aufbau relevant. Fundierte Kenntnisse dieser Größen sind nur für vergleichsweise wenige NEAs verfügbar, da hierfür individuelle Beobachtungen jedes Asteroiden mit Radarobservatorien und Teleskopen erforderlich sind. Die Observationsmöglichkeiten und –zeiträume sind limitiert, weshalb bisher nur einige Hundert NEAs vollständig charakterisiert wurden.

Das Ziel dieses Abschnittes ist die Darstellung möglichst vieler physikalischer Eigenschaften zu den im vorherigen Abschnitt ermittelten Zielasteroiden, um anhand dieser Eigenschaften ein geeignetes Alternativziel zur Apophismission auszuwählen. Als Quellen für die Gewinnung der Parameter dienen die Datenbank des Minor Planet Center [23], die NEO-Webseite des JPL [2] und der European Asteroid Research Node des DLR [24].

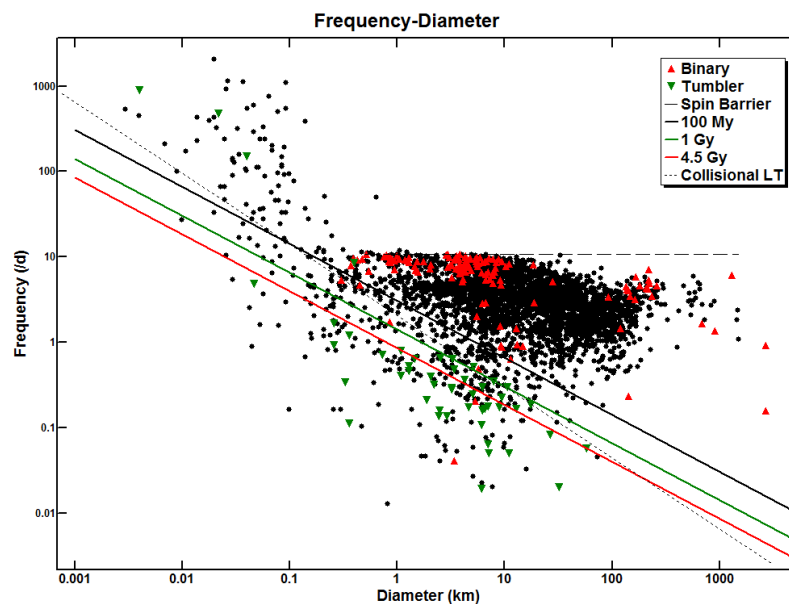
Die Größe der Asteroiden wird im günstigsten Fall durch Radarmessungen ermittelt. Sind diese Messungen nicht erfolgt, so kann die Größe indirekt durch eine Vergleichsrechnung (siehe Gleichung (2.1)) mit den bekannten Werten eines zweiten Asteroiden bestimmt werden.

Auf Basis der Liste potenzieller Ziele aus Abschnitt 3.3.1 und deren absoluter Helligkeit wurden der minimal und der maximal mögliche Durchmesser der Asteroiden bestimmt. Das Diagramm in Abbildung 11 zeigt die Ergebnisse in Form der Verteilung der wahrscheinlichen Durchmesser aller Zielasteroiden über dem minimalen Gesamtantriebsbedarf. Als Mindestgröße des Zielobjektes werden 50 m für sinnvoll erachtet. Aufgrund wissenschaftlicher Vorgaben und operationeller Einschränkungen kann diese Untergrenze ggf. auch höher sein. Eine eindeutige Festlegung existiert jedoch nicht.

Unterhalb eines minimalen Gesamtantriebsbedarfs von 7 km/s existieren lediglich acht mögliche Zielasteroiden mit einem Mindestdurchmesser von 50 m. Ziele, die mit einem höheren Antriebsbedarf erreicht werden können, sind im Allgemeinen größer. Im Bereich zwischen 7 und 8 km/s existieren einige wenige Zielasteroiden mit mehreren 100 m im Durchmesser. Anhand der Grafik wird die Problematik für eine bemannte Mission deutlich: Die Ziele, welche mit einem geringen Antriebsbedarf erreicht werden können, sind meist viel zu klein, um sie für eine bemannte Mission auszuwählen.



**Abbildung 11: Minimaler und maximaler Durchmesser der potenziellen Zielasteroiden aufgetragen über dem minimalen Gesamtantriebsbedarf.**



**Abbildung 12: Gemessene Abhängigkeit der Rotationsrate eines Asteroiden von dessen Durchmesser. [23]**

Neben der Größe bildet die Rotationsrate ein wichtiges Kriterium für die Zielauswahl. Hohe Rotationsraten sind für eine bemannte Mission ungeeignet, da Außenbordaktivitäten auf einem schnell rotierenden Körper eine Gefahr für die Astronauten darstellen können. Die Rotationsrate wird anhand von Radar- und Lichtkurvenmessungen bestimmt und ist nur für wenige Asteroiden aus der Liste der potenziellen Ziele bekannt. Die bisher gemessenen Rotationsraten liegen zwischen 30,4 h bei Apophis und weniger als 90 Sekunden bei 2009 UD. Die Rotationsrate ist zudem ein Indikator für die strukturelle Zusammensetzung eines Asteroiden.

In Abbildung 12 ist die gemessene Rotationsfrequenz zahlreicher Asteroiden über deren Durchmesser aufgetragen. Die meisten Asteroiden haben demnach eine Rotationsfrequenz größer als 2,2 h und die Mehrzahl liegt dabei in einem Bereich zwischen 4 und 10 h. Diejenigen Objekte, welche weniger als 2,2 h für eine Drehung benötigen sind mit großer Wahrscheinlichkeit fest in ihrem inneren Aufbau, da sie ansonsten aufgrund der Rotationsrate zerfallen würden. Die meisten der kleinen und langsam rotierenden Asteroiden sind mit hoher Wahrscheinlichkeit Rubble Piles (siehe Abschnitt 2.1.1). Besonders auffällig ist die im Diagramm eingezeichnete horizontale Grenze, wonach Asteroiden mit einer Größe von 500 m und mehr meist deutlich langsamer rotieren, als kleinere Asteroiden. Als Ziele für eine bemannte Mission sind anhand dieser Analysen insbesondere die größeren Asteroiden geeignet, da sie geringere Rotationsraten aufweisen.

### 3.3.3 Auswahl von Zielasteroiden

Aufgrund des besonders dichten Vorbeiflugs von Apophis an der Erde am 13. April 2029 und der daraus resultierenden, steigenden Einschlagswahrscheinlichkeit auf die Erde, bildet Apophis bereits eines der in dieser Arbeit zu analysierenden Objekte für einen Transfer. Als zweites Zielobjekt wurde der Asteroid 1999 AO10 ausgewählt. Sein Durchmesser erfüllt mit 50 bis 113 m die Mindestanforderung von 50 m. Der minimale Gesamtantriebsbedarf für eine Mission im Jahr 2025 ist geringer als 7 km/s und damit deutlich geringer, als das Minimum von Apophis mit 9,4 km/s.

Aus der Liste (siehe Abbildung A - 12) mit den verfügbaren physikalischen Parametern von allen potenziellen Zielasteroiden ist erkennbar, dass bei 1999 AO10 bisher keine physikalische Charakterisierung erfolgt ist. Die Größe lässt sich demnach nur anhand der absoluten Helligkeit abschätzen. Ein Flug zu 1999 AO10 ist im Jahr 2025 möglich und liegt damit nur wenige Jahre vor einem Flug zu Apophis. Aufgrund des Abstandes von drei Jahren zwischen den Startdaten kann angenommen werden, dass keine wesentliche technologische Weiterentwicklung innerhalb von drei Jahren erfolgt, sodass keine unterschiedliche Ausgangsarchitektur existieren wird. Bezüglich des technologischen Entwicklungsstandes in der Raumfahrt wird angenommen, dass sowohl für Apophis, als auch für 1999 AO10 die gleichen Grundvoraussetzungen existieren. Der Asteroid 1999 AO10 eignet sich demnach als gutes Vergleichsobjekt zu Apophis.

Die Betrachtungen zur Zielauswahl zeigen sehr deutlich den Forschungsbedarf bezüglich der Charakterisierung geeigneter Ziele für bemannte Missionen. In Abschnitt 2.1.4 wurden diese Aspekte bereits tiefgründiger betrachtet. Wie diese Datenerhebung durchgeführt werden kann, ist von der Verfügbarkeit von Observatorien und der generellen Beobachtbarkeit des Objektes abhängig. Insbesondere die sichere Bestimmung der Umlaufbahnen der Asteroiden, sowie die Ermittlung der Objektgröße sind essenzielle Parameter für erste konzeptionelle Missionsanalysen. In späteren Phasen sind zur genaueren Charakterisierung möglicherweise auch robotische Vorbotenmissionen notwendig.

## 4 Systementwurf und -auslegung

### 4.1 Grundbedürfnisse von Astronauten und Auslegungskriterien

#### 4.1.1 Gravitationsumgebung und Volumenbedarf

##### Gravitationsumgebung

Maßgebliche Beschleunigungen oberhalb von einem  $g$  werden ausschließlich während des Starts und des Wiedereintritts auftreten. Die Ausführung von Bahnmanövern wird voraussichtlich zu Beschleunigungen von deutlich weniger als einem  $g$  führen, wobei die Dauer der Einwirkung dabei nur im Bereich weniger Minuten liegen wird. Bspw. wirkt auf ein Raumfahrzeug mit einer Masse von 50 Tonnen angetrieben von einem 50 kN-Triebwerk eine Beschleunigung von nur  $1 \text{ m/s}^2$ , was circa  $0,1 g$  entspricht.

Für das gewählte Missionsdesign ist zu erwarten, dass die Astronauten, während des gesamten Transfers, der einen Großteil der Missionsdauer ausmacht, keiner Gravitationsbeschleunigung ausgesetzt sein werden. Die Gravitation des Asteroiden ist sehr gering und daher gegenüber den bei Start, Transfer und Wiedereintritt wirkenden Beschleunigungen zu vernachlässigen.

Das Leben und Arbeiten in dauerhafter „null- $g$ “-Umgebung erfordert ausreichende Halte- und Sicherungsmöglichkeiten (Gurte, Griffe & Sonstiges) für die Besatzung, damit sich diese im Raumfahrzeug sicher bewegen, fixieren und ihren Aufgaben nachgehen kann. Außerdem müssen Trainingsgeräte zur Reduzierung des Muskel- und Knochenabbaus mitgeführt werden. Damit werden die Astronauten täglich für mehrere Stunden trainieren, um den Körper trotz fehlender Gravitation zu belasten. Hierbei dienen insbesondere die Erfahrungen mit den Aufenthalten von Astronauten auf der ISS als Grundlage. Dort verbringen die Astronauten im Schnitt circa 180 Tage, was der Gesamtmissionsdauer für die NEA-Mission entspricht. Die Massen für entsprechende Trainingseinrichtungen werden demnach von denen der ISS übernommen (siehe dazu Abschnitt 4.1.2). [78] [79]

##### Volumenbedarf

Bei Langzeitmissionen ist es besonders wichtig, dass Raumfahrzeuge ausreichend Innenraum und Arbeitsoberfläche zur Verfügung stellen, um ein effizientes und sicheres Leben und Arbeiten zu ermöglichen. Dabei richtet sich die Wahl zwischen Volumen oder Arbeitsoberfläche als Auswahlkriterium nach den primär vorherrschenden Gravitationsbedingungen. Während der NEO-Mission herrscht vorrangig eine Gravitationsbeschleunigung von null. Folglich wird das Design durch das erforderliche Innenvolumen des Raumfahrzeuges bestimmt.

Beim Volumen muss zwischen dem Innenraum und der äußeren Form unterschieden werden. Die äußere Form wird im Wesentlichen von der Masse und der Aerodynamik des Raumfahrzeuges definiert. Insbesondere das Design der Rückkehrkapsel wird von diesen beiden Faktoren bestimmt. Bei Habitationsmodulen spielt die Aerodynamik hingegen keine Rolle für die Auslegung. Der Innenraum definiert sich durch das bedruckbare Volumen und die im Druckbereich installierten Systeme.

Die Auslegung des für die NEA-Mission erforderlichen Gesamtvolumens im Innenraum erfolgt hier nach dem Bedarf an netto bewohnbarem Volumen (Netto Habitable Volume – NHV), welches den Astronauten nach der Einrichtung und Installation aller Geräte noch zur Verfügung stehen muss.

Die Anforderungen an das NHV richten sich nach der Anzahl der Besatzungsmitglieder (BM), der Missionsdauer ( $t_{\text{Mission}}$ ), den geplanten Aufgaben während des Fluges, der Körpergröße der Besatzung, dem erforderlichen Bewegungsfreiraum und der vorherrschenden Gravitationsumgebung. Das NHV wird unter Verwendung einer empirischen Gleichung (4.1) aus dem NASA-Standard 3001 [80] bestimmt.

$$\text{NHV} [\text{m}^3/\text{BM}] = 6,67 \cdot \ln(t_{\text{Mission}}) - 7,79 \quad (4.1)$$

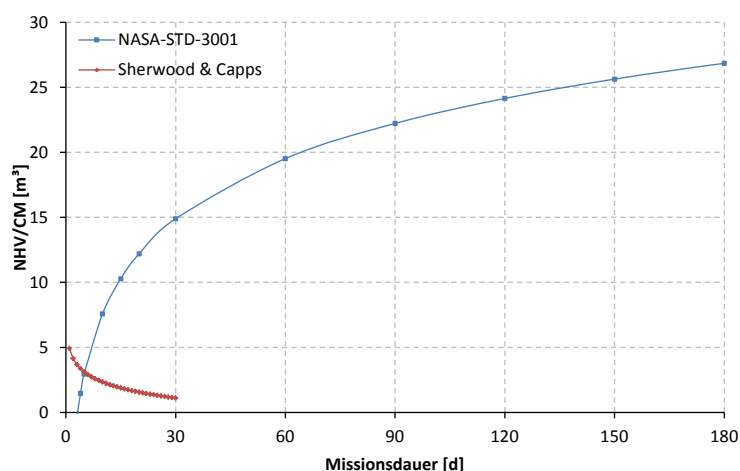
Anhand der Gleichung ist unmittelbar erkennbar, dass aufgrund des logarithmischen Verlaufes der Funktionswerte, der Volumenbedarf mit steigender Missionszeit zunächst sehr sprunghaft zunimmt (siehe Abbildung 13, blaue Kurve).

Sherwood & Capps [81] haben anhand historischer Raumfahrzeugdaten festgestellt, dass die Tendenz eines rapide steigenden Volumenbedarfs für die Auslegung bemannter Transportkapseln keine Geltung besitzt. Sie stellen hingegen eine gesonderte empirische Gleichung (4.2) (vgl. [81]) auf, womit das NHV anhand der Besatzungsgröße und Missionsdauer bestimmt werden kann. Die Gleichung beinhaltet die Annahme, dass das NHV 60 % des bedruckten Volumens entspricht (siehe dazu [79]).

$$\text{NHV}_{\text{Cap}} [\text{m}^3/\text{BM}] = -1,12272 \cdot \ln(t_{\text{Mission}}) + 4,91976 \quad (4.2)$$

Obwohl ein abnehmender Volumenbedarf bei steigender Missionsdauer für Kapseln zunächst widersprüchlich erscheint, so wird er bei näherer Betrachtung nachvollziehbar. Die zentrale Funktion der Kapsel besteht darin, die Astronauten in eine Erdumlaufbahn zu transportieren und sie am Ende der Mission sicher zur Erdoberfläche zurückzubringen. Eine Vergrößerung der Kapsel erhöht die Anforderungen an den Thermalschutz sowie an die Abstiegs- und Landesysteme. Die kritischen Funktionen dieser beiden Systeme führen bei größer werdenden Kapseln zu einem überproportionalen Anstieg der Gesamtmasse. Bei gleichbleibender Größe der Kapsel nach außen steigt jedoch der Volumenbedarf für die Systeme im Inneren zur Unterbringung der Besatzung über längere Missionszeiten. Grund dafür sind steigende Anforderungen an die Lebenserhaltungssysteme und die Nahrungsmittelversorgung infolge steigender Missionsdauer. Damit verbleibt für dieselbe Besatzung bei einer längeren Missionszeit ein geringeres bewohnbares Volumen.

Die Methode von Sherwood & Capps ist dadurch begrenzt, dass die Missionszeit nicht beliebig ver-



**Abbildung 13:** Bedarf für das NHV je BM bei unterschiedlichen Missionsdauern nach dem NASA-STD-3001. Zusätzlich wurde der nach Sherwood & Capps ermittelte empirische Verlauf für das NHV kleiner Transportkapseln aufgetragen.

längert und das bewohnbare Volumen beliebig verkleinert werden können. Das für die Astronauten verbleibende Volumen würde dabei theoretisch gegen null gehen. Der NASA Standard legt jedoch ein Mindestlimit von  $5 \text{ m}^3/\text{BM}$  für Missionen, welche länger als 2 Monate andauern, fest. Das Limit für die Erhaltung der Leistungsfähigkeit eines Astronauten liegt zwischen  $6 \text{ m}^3$  und  $11 \text{ m}^3$  für Missionen von 2 bis 6 Monaten. Die Vergrößerung der Kapsel wäre damit unumgänglich, sofern sie die alleinige Behausung der Astronauten darstellen soll.

Da bereits festgestellt wurde, dass eine größere Kapsel keine praktische Lösung für den steigenden Volumenbedarf darstellt, soll im Folgenden ein Habitatmodul, kurz Hab, den erforderlichen Raum und damit auch die erforderlichen Systeme für eine Asteroidenmission von bis zu 180 Tagen bereitstellen. Die Kapsel (Crew Modul – CM) wird im Folgenden nur als Transport und Rückkehrfahrzeug für die Astronauten betrachtet und entsprechend ausgelegt.

Als Randbedingung wird festgelegt, dass die Kapseln während der Gesamtmissionsdauer von 180 Tagen für einen Zeitraum von maximal 20 Tagen allein operieren und die Astronauten versorgen können muss. Dieser Zeitraum soll als „Worst-Case“-Annahme dienen und entspricht damit auch dem Zeitraum, über welchen das MPCV autonom operieren können soll [82]. Ein Volumen von  $2,4 \text{ m}^3/\text{BM}$ , ermittelt aus Gleichung (4.2) und dem Vergleich mit existierenden Kapseln, dient dabei als Designgrundlage für die weiteren Berechnungen. [79]

**Tabelle 9: Volumenbedarf für unterschiedliche Missionsdauern und 2 bis 4 Astronauten. Es wird zwischen dem Bedarf für das Crew Modul und dem Gesamtbedarf unterschieden.**

BM	NHV <sub>opt</sub> (180 d)	NHV <sub>CM</sub> (20 d)	NHV <sub>Hab,opt</sub>	NHV <sub>Hab,min</sub>	NHV <sub>Hab</sub>
	NASA-STD-3001	Sherwood & Capps	NHV <sub>opt</sub> -NHV <sub>Caps</sub>	NASA-STD-3001	Mittelwert
2	53,69 m <sup>3</sup>	<b>4,8 m<sup>3</sup></b>	48,89 m <sup>3</sup>	22 m <sup>3</sup>	<b>35,45 m<sup>3</sup></b>
3	80,54 m <sup>3</sup>	<b>7,2 m<sup>3</sup></b>	73,34 m <sup>3</sup>	33 m <sup>3</sup>	<b>53,17 m<sup>3</sup></b>
4	107,39 m <sup>3</sup>	<b>9,6 m<sup>3</sup></b>	97,79 m <sup>3</sup>	44 m <sup>3</sup>	<b>70,90 m<sup>3</sup></b>

Das Volumen für das Habitatmodul, kurz Hab, wird aus dem Gesamtvolumen abzüglich des bewohnbaren Kapselvolumens ermittelt. Der Vergleich zum Minimum verdeutlicht, dass etwa das doppelte Volumen für eine optimale Auslegung des Habitats erforderlich ist. Es erscheint hier sinnvoll, den Mittelwert zwischen Ober- und Untergrenze als Designgrundlage zu verwenden.

#### 4.1.2 Unterbringung der Besatzung

In der Abgrenzung zu unbemannten Satelliten oder Raumsonden ist es bei bemannten Raumfahrzeugen erforderlich, gesonderte Systeme und Verbrauchsgüter, welche allein für die Unterbringung und Versorgung der Astronauten erforderlich sind, einzuplanen. Häufig findet sich dafür auch die Bezeichnung Crew Accommodations (CA).

Für die Aufstellung eines Massenbudgets für ein Raumfahrzeug ist das allgemeine Vorgehen, die einzelnen Subsystemmassen zu ermitteln und anschließend aufzuaddieren. Die Subsysteme sind dabei aus Sicht des Massebudgets geschlossene Baugruppen. Die Elemente zur Akkommodation einer Besatzung sind jedoch Bestandteil verschiedener Subsysteme und zudem zeitlich und örtlich (hiermit ist die Zuordnung zu einem bestimmten Raumfahrzeug, CM oder Hab, gemeint) variabel. Eine Betrachtung

tung von CA-Elementen im jeweils zuordenbaren Subsystem führt somit zu einer starken Verflechtung von Variablen.

Aus diesem Grund sollen im Rahmen dieser Arbeit die Verbrauchsmaterialien und Geräte, welche Abhängigkeiten von der Anzahl der Besatzungsmitglieder und der Missionsdauer aufweisen, losgelöst von den Subsystemen betrachtet werden. Dadurch ist es möglich, den Einfluss auf die Gesamtmasse zunächst unabhängig vom verwendeten Raumfahrzeug zu ermitteln.

Alle erforderlichen Verbrauchsgüter müssen von Beginn an mitgeführt werden, da für Asteroidenmissionen mit einer Missionsdauer von 180 Tagen, im Gegensatz zum ISS-Betrieb, keine Versorgungsflüge vorgesehen sind. Masse und Volumen der CA stellen somit weitestgehend technologieunabhängige Anforderungen an das Raumsegment der Mission.

Die für eine bemannte NEA-Mission relevanten Elemente der CA umfassen:

- Küchengeräte und Nahrungsmittelversorgung (inklusive der Nahrungsmittel)
- Abfallwirtschaft
- Persönliche Hygieneartikel
- Kleidung
- Freizeitgegenstände und persönliche Aufbewahrungsmöglichkeiten
- Haushaltsartikel
- Betriebsmittel und Haltegurte
- Reparatur- und Wartungsequipment
- Fotografie- und Videoausrüstung
- Schlafquartiere
- Sportgeräte und medizinische Versorgungseinrichtungen

Die Analyse der CA erfolgt in zwei Schritten, welche sich an den Missionsphasen (siehe Abschnitt 3.1.1) orientieren: Es wird angenommen, dass während Phase 1 und Phase 5 die Raumkapsel selbst dazu in der Lage sein muss, die Astronauten zu versorgen. Die Kapsel ist dabei unabhängig von weiteren Modulen und muss alle notwendigen Güter bereitstellen können. Für diese Selbstversorgungsphase wird eine Dauer von 20 Tagen angenommen. In einem ersten Schritt wird damit der Bedarf für 2 bis 4 Astronauten während der Selbstversorgungsphase ermittelt.

Als zweiter Schritt wird der Gesamtbedarf für eine 180-Tage-Mission für eine Anzahl von 2 bis 4 Astronauten bestimmt. Durch die Subtraktion der aus Schritt 1 bereits vorhandenen Installationen vom Gesamtbedarf können daraus die zusätzlich benötigten Güter für die Gesamtmission berechnet werden.

**Tabelle 10: Annahmen und Werte zur Ermittlung von Masse und Volumen der CA.**

	Wert
Anzahl der Besatzungsmitglieder	2 bis 4
$t_{\text{Mission}}$ (im CM)	20 d
$t_{\text{Mission}}$ (im Hab)	160 d
$t_{\text{Mission}}$ (gesamt)	180 d
Massetpielraum für CA Trockenmasse	10 %

Die spezifischen Faktoren zur Bestimmung von Massen und Volumen beruhen auf den Erfahrungen mit Shuttle und ISS Missionen, sowie der Projektion dieser Erfahrungen auf Studien für zukünftige Raumfahrtmissionen. [78]

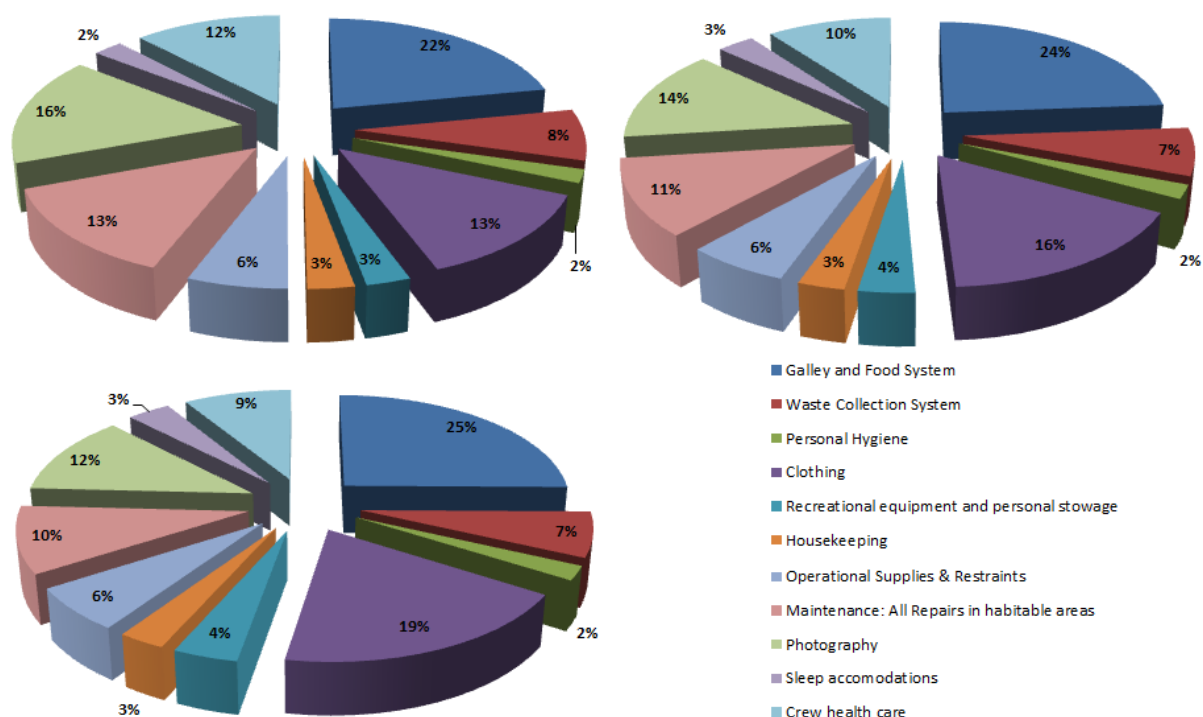
Aufgrund der detaillierten Aufschlüsselung der CA und der fundierten Kenntnisse der Einzelfaktoren für dieses System, wird ein zusätzlicher Spielraum von 10 % für Trockenmasse und –volumen als ausreichend erachtet. Dies kann auch damit begründet werden, dass die Abhängigkeiten von technologischen Weiterentwicklungen in diesem Bereich nur gering sind und ggf. eher zu Masseeinsparungen, als zu Massezuwächsen führen. Eine denkbare Option hierfür wäre der Einsatz von Kleidung aus leichteren Stoffen und mit geringerer Gesamtmasse.

### Bedarf für CM für 20 Tage

Die Aufstellung der Systemmassen für eine 20-Tage Mission im CM zeigt, dass die CA auch für kurze Missionen eine hohe Masse erfordern. Bei Kurzzeitmissionen steigt mit wachsender Anzahl der Besatzungsmitglieder die Masse der Verbrauchsgüter linear an (siehe Tabelle 11). Die Werte wurden mithilfe der Aufstellung einzelner Komponentenmassen aus [78] ermittelt.

Einrichtungen, wie Ofen, Mikrowelle, medizinisches Equipment oder Toilette werden für alle Szenarien unabhängig von Besatzungsanzahl oder Missionsdauer benötigt und stellen damit die Fixposten im Massenbudget für die CA dar. Demgegenüber sorgen Nahrungsmittel, sowie Abfall-, Hygiene- und Haushaltsequipment für eine variable Gesamtmasse, da sie mit steigender Anzahl der Astronauten zunehmen. Die Gesamtmasse für die Besatzungsunterbringung in der Raumkapsel variiert damit zwischen 744 kg und 1017 kg.

Die Aufteilung der Massen auf die Einzelsysteme ist in Abbildung 14 dargestellt. Den größten Anteil am Gesamtbudget bilden die Systeme für die Nahrungsmittelversorgung, Bekleidung, Wartung und Befestigungselemente. Mit steigender Anzahl der Besatzungsmitglieder und der Missionsdauer



**Abbildung 14: Masseverteilung für die CA in Prozent, aufgetragen in Form eines Kreisdiagramms für Besatzungsgrößen von 2 (o.l.), 3 (o.r.) und 4 (u.l.) Astronauten.**



wächst der Anteil der mit Verbrauchsgütern verknüpften Systemmassen, wie beispielsweise der Anteil von Bekleidung und Nahrungsmittelversorgung.

Das benötigte Volumen zeigt mit steigender Besatzungsgröße und längerer Missionsdauer ein ähnliches Verhalten, wie die Masse, weshalb die prozentuale Verteilung nicht gesondert abgebildet wird. Für die gesamten CA werden zwischen 5,4 und 6,9 m<sup>3</sup> benötigt. Eine klare Abgrenzung dieses Volumens im Raumfahrzeug ist nicht möglich, da das Equipment an verschiedenen Stellen gelagert oder installiert werden muss. Die Volumen einzelner Komponenten geben jedoch zumindest eine Größenordnung des benötigten Stauraumes vor.

**Tabelle 11: Masse und Volumen der Crew Accommodations für 20-Tage-Mission im Crew Modul sowie deren prozentualer Anstieg bei steigender Anzahl der Besatzungsmitglieder.**

BM	CA Trockenmasse [kg]	Masse Nahrung [kg]	CA Gesamtmasse [kg]	CA Volumen [m <sup>3</sup> ]
2	652	92	<b>744</b>	5,4
3	742	138	<b>880</b>	6,1
4	833	184	<b>1017</b>	6,9

#### **Zusatzbedarf für Gesamtmission (Hab für 160 Tage)**

Entsprechend der Annahmen in Tabelle 10 muss der Zusatzbedarf für einen Aufenthalt im Hab für 160 Tage ermittelt werden. Da es bei einigen Elementen zu Überschneidungen kommen wird, sollen die im Folgenden aufgestellten Regelungen zur Bedarfsermittlung herangezogen werden:

1. Komponenten, welche bereits im Bedarf für das Crew Modul berücksichtigt wurden, werden nicht erneut einkalkuliert.
2. Verbrauchsgüter mit Abhängigkeit von der Missionsdauer werden nur für die übrigen 160 Tage berechnet.
3. Bei Einzelkomponenten, welche bereits im Crew Modul vorhanden sind, jedoch für die Gesamtmission eine Abweichung in der Masse aufweisen, wird nur die Zusatzmasse als Zusatzbedarf angerechnet.
4. Die Punkte 1 und 2 gelten ebenso für das Volumen. Im Falle von Punkt 3 wird das Volumen anteilig entsprechend der Massen berechnet.

Zusätzlich werden zwei Optionen (siehe Tabelle 12) für die Ausstattung des Hab untersucht. Die CA bei Option A setzen höhere technologische Entwicklungen voraus und sorgen für höheren Komfort der Besatzung. Die Unterschiede der beiden Konfigurationen sind im Detail in Tabelle 12 aufgelistet.

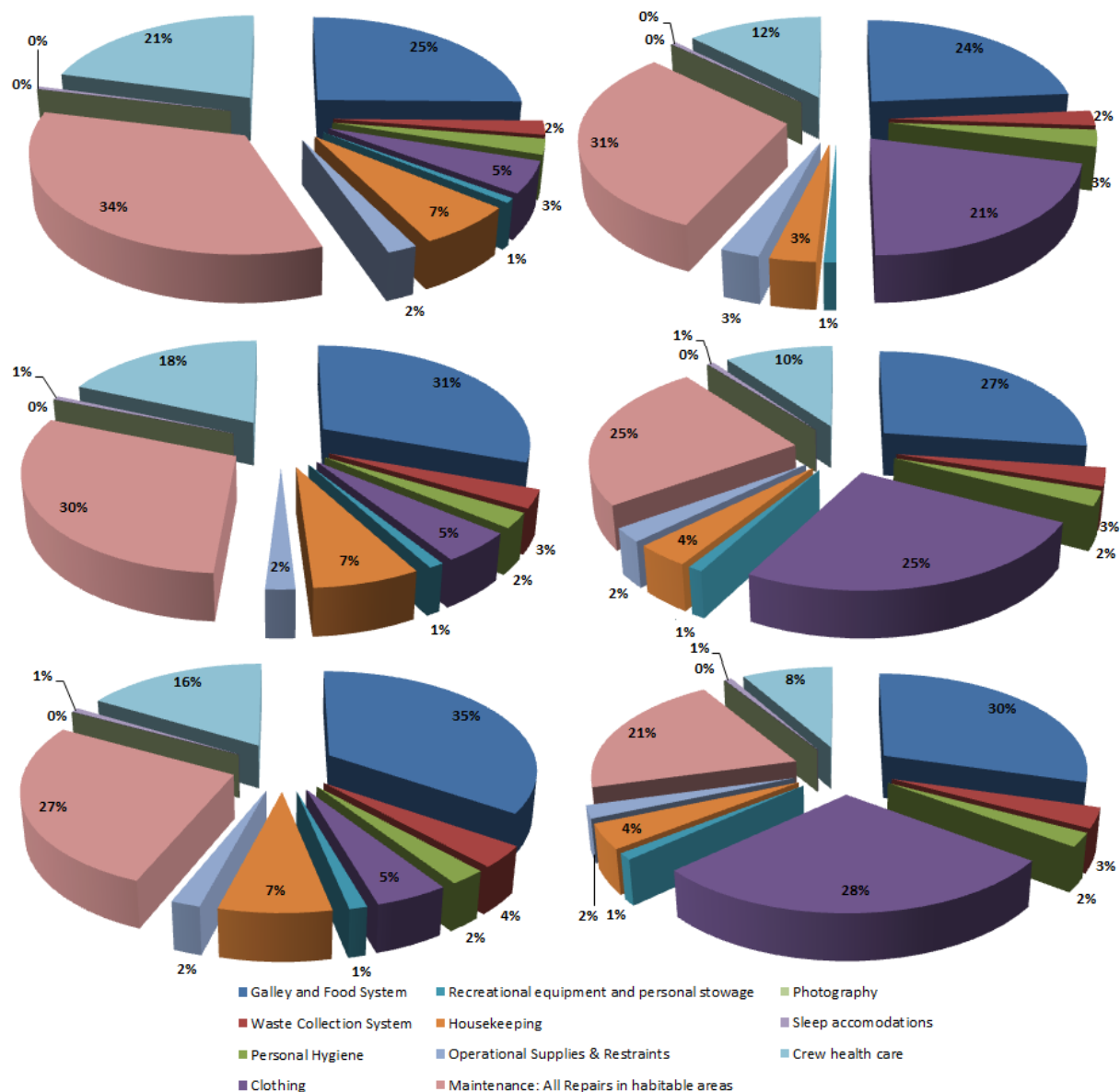
**Tabelle 12: Konfigurationsoptionen für die CA des Habitatmoduls und entsprechende Begründung der Auswahl.**

	Option A	Option B	Begründung
Nahrungsmittel-aufbewahrung	Verwendung eines Tiefkühlschranks	ohne Tiefkühlschrank	In einem Tiefkühlschrank sind Speisen mit mehr Wassergehalt länger haltbar. Speisen mit mehr Wassergehalt haben generell eine höhere Akzeptanz bei der Crew.

	Option A	Option B	Begründung
Abwasch	Verwendung eines Geschirrspülers	ohne Geschirrspüler	Die Wiederverwendung von Geschirr verringert die durch Einweggeschirr entstehende Abfall- und Nachschubmasse.
Kleidung	Verwendung von Waschmaschine und Wäschetrockner	Wegwerfkleidung	Die Wiederverwendung von Kleidung spart einen Großteil der Gesamtmasse aller Kleidungsstücke. Die Geräte benötigen jedoch Wasser, Strom und ggf. Ersatzteile.
Abfallentsorgung	Verwendung einer Müllpresse und Müllschleuse	keine Abfallentsorgung	Option B benötigt ein höheres Volumen für die Lagerung anfallender Abfälle, welche nicht kleingepresst werden können.
Haltegurte	System in Anlehnung an eine ISS-Mission	System in Anlehnung an eine Marsmission	Bei NEA Mission sind Bahnmanöver der Größenordnung einer Marsmission vorgesehen, die Missionsdauer entspricht aber der eines ISS-Aufenthaltes.
Reparaturgeräte	standard Reparaturset	halbiertes Reparaturset	Mit Reparaturgeräten werden keine Ersatzteile bezeichnet, sondern lediglich die Ausstattung mit Werkzeugen und einfachen, allgemein einsetzbaren Reparaturhilfen. Weniger Reparaturmöglichkeiten bedürfen höherer Zuverlässigkeiten anderer Raumfahrzeugkomponenten.
Medizinische Versorgung	großes Versorgungsset	halbiertes Versorgungsset	Die medizinische Versorgung für Missionen zwischen 30 und 210 Tagen verlangt nach einer medical care Stufe IV nach dem NASA-Standard. [83] Dafür bedarf es verschiedener portabler Diagnosegeräte. Eine schnelle Entwicklung von sehr leichten Geräten wird deshalb in Zukunft für weniger Massebedarf des Systems sorgen.

Ausgehend von den getroffenen Annahmen zeigt Tabelle 13, dass für die Unterbringung der Besatzung während der Gesamtmission bei Option A eine Masse zwischen 3945 kg und 5026 kg und bei Option B eine Masse zwischen 3599 kg und 5392 kg benötigt wird. Der Einfluss durch die Anzahl der Besatzungsmitglieder ist hier aufgrund der längeren Missionsdauer und dem damit verbundenen Anstieg der Verbrauchsgüter deutlich höher, als beim Crew Modul.

Durch technologische Weiterentwicklungen und den Einsatz komplexerer Systeme besteht ein hohes Einsparpotenzial für die Masse, welches mit steigender Missionsdauer zunimmt. Die Einsparungen beruhen zum größten Teil auf der Wiederverwendung von Equipment, wie bspw. beim Geschirrspülen und beim Wäschewaschen. Die dafür benötigten Geräte haben zwar einen zusätzlichen Masse- und Volumenbedarf, sorgen aber im Gesamtbudget für eine Massereduzierung durch die Reduzierung der Verbrauchsgüter. Das zusätzliche Volumen wird bei längerer Missionszeit durch die Wiederverwendung von Equipment nahezu kompensiert. Bei einer 180-Tage-Mission gelingt dadurch jedoch noch keine Volumeneinsparung. Von den gewonnenen Erfahrungen beim Einsatz dieser Techniken könnten zukünftig geplante Langzeitmissionen dennoch profitieren.



**Abbildung 15: Massenverteilung der Crew Accommodations für den Zusatzbedarf für 160-Tage. Vergleich von Option A (links) und Option B (rechts) bei nach unten zunehmender Anzahl der Besatzungsmitglieder (2 bis 4).**

In Abbildung 15 ist die Massenverteilung der Einzelkomponenten für einen Zusatzbedarf für 160 Tage aufgeführt, wobei beide Optionen für eine steigende Besatzungsgröße gegenübergestellt werden. Während der Anteil der Bekleidung der Astronauten bei Option B zwischen 21 und 28 % zur Gesamtmasse beiträgt, sind es bei Option A nur noch 5 %. Besonders bemerkenswert ist hierbei, dass der prozentuale Anteil der Masse für die Bekleidung mit steigender Anzahl der Besatzungsmitglieder nicht zunimmt. Die Abhängigkeit von der Besatzungsanzahl ist bei Option B hingegen deutlich stärker.

Weiterhin zeigt die Masseverteilung bei Option A, dass bei einer Ausdehnung der Missionsdauer die Nahrungsmittelversorgung den Hauptanteil an der Gesamtmasse bildet. Neue Verfahren und Verbesserungen bei der Nahrungsmitteltechnik besitzen demnach ein hohes Potenzial für Masseinsparungen.

gen. Ein verbessertes Abfallmanagement und die Entsorgung von Abfällen in den Weltraum ermöglichen für größere Besatzungen bei Langzeitmissionen ebenfalls eine hohe Masseinsparung. Durch den Ausstoß von Abfällen wird kein zusätzliches Volumen im Inneren beansprucht, sodass das nutzbare Volumen für die Astronauten konstant bleibt. Die Einhaltung der Richtlinien zur Vermeidung von Weltraummüll hat jedoch oberste Priorität, weshalb im LEO keine Abfälle entsorgt werden sollten.

**Tabelle 13: Zusatzbedarf von Masse und Volumen der Crew Accommodations für eine 160-Tage-Mission sowie deren prozentualer Anstieg bei steigender Anzahl der Besatzungsmitglieder. Betrachtet werden zwei verschiedene Optionen für die Konfiguration gemäß Tabelle 12.**

BM	CA Trockenmasse [kg]	Masse Verbrauchsmaterialien [kg]	Gesamtmasse [kg]	Volumen [m³]
<b>Option A</b>				
2	2959	986	3945	18,9
3	3131 (+ 6 %)	1354 (+ 37 %)	4485 (+ 14 %)	21,6 (+ 14 %)
4	3304 (+ 12 %)	1722 (+ 75 %)	5026 (+ 27 %)	24,4 (+ 29 %)
<b>Option B</b>				
2	2738 kg	861	3599	15,6
3	3266 (+ 19 %)	1229 (+ 43 %)	4495 (+ 25 %)	19,5 (+ 25 %)
4	3795 (+ 39 %)	1597 (+ 86 %)	5392 (+ 50 %)	23,4 (+ 50 %)

#### 4.1.3 Wasserbedarf

Der Wasserbedarf eines Astronauten setzt sich aus Trinkwasser und Brauchwasser zusammen. An das Trinkwasser werden höhere Anforderungen bezüglich der Zusammensetzung gestellt, da es den menschlichen Körper mit Mineralien versorgt. Brauchwasser wird hingegen nur bei der täglichen Hygiene und für Haushaltsanwendungen eingesetzt.

Insgesamt benötigt ein Astronaut pro Tag 3,55 kg Trinkwasser. Ein Teil davon ist in der Nahrung enthalten, ein weiterer Teil wird über die Atemluft aufgenommen und der übrige Bedarf wird durch das Trinken von reinem Wasser gedeckt. Eine detaillierte Auflistung ist in Tabelle 14 gegeben.

Der in Tabelle 15 dargestellte Brauchwasserbedarf ist von den verwendeten Systemen im Raumfahrzeug abhängig. Es wird angenommen, dass den Astronauten eine Dusche, eine Waschmaschine und ein Geschirrspüler zur Verfügung stehen. Bei einem Nichtgebrauch eines dieser Geräte kann der jeweilige Verbrauch vernachlässigt werden. Nach der in Abschnitt 4.1.2 diskutierten Option A sind alle diese Einrichtungen im Raumfahrzeug vorhanden.

**Tabelle 14: Trinkwasserbedarf eines Astronauten pro Tag und die Herkunft der einzelnen Anteile zur Deckung des Gesamtbedarfs.**

Bezeichnung	Masse [kg/d]	Referenz
Gesamtmasse einer Nahrungsmittelration	2,3	[78]
- Verpackungsmasse	0,5	[78]
- Trockenmasse der Nahrung	0,7	[78]
- Trinkwassermasse	1,1	berechnet
Masse einer rehydrierten Nahrungsmittelration	2,7	[78]
- Trinkwasserbedarf für Rehydrierung	0,9	berechnet
Trinkwasser (pur)	1,55	berechnet
<b>Σ Trinkwasser</b>	<b>3,55</b>	[84]

**Tabelle 15: Brauchwasserbedarf eines Astronauten pro Tag unter Annahme der als Option A diskutierten Crew Accommodations (siehe Abschnitt 4.1.2).**

Bezeichnung	Masse [kg/d]	Referenz
Duschen	2,73	[84]
Händewaschen	4,09	[84]
Wäschewaschen	12,5	[84]
Geschirrspülen	5,45	[84]
Toilettenspülung	0,5	[84]
<b>Σ Brauchwasser</b>	<b>25,27</b>	berechnet

## 4.2 Eigenschaften zukünftiger Raumtransportkapseln

Derzeit sind weltweit neue Systeme für bemannte Explorationsmissionen in der Entwicklung, wie z. B. Schwerlastträgersysteme (NASA SLS [55] [56]) oder bemannte Raumkapseln (NASA MPCV [82], Boeing CST-100 [85]). Vergleichbare europäische Systeme, wie ein europäischer Schwerlastträger oder eine bemannte Raumkapsel (BERT [86]) sind nicht in Planung oder noch nicht über die Konzeptphase hinaus diskutiert worden.

### 4.2.1 Amerikanische Projekte und Konzepte

#### NASA Multi-Purpose Crew Vehicle (MPCV)

Die hier dargestellten Informationen wurden auf Basis der folgenden Quellen zusammengefasst: [48] [49] [50] [51] [82] [87] [88].

Das Multi-Purpose Crew Vehicle ist der Nachfolger des Crew Exploration Vehicle (Orion) aus dem mittlerweile eingestellten Constellation-Programm der NASA. Gebaut wird das Raumfahrzeug von Lockheed Martin in Zusammenarbeit mit der NASA und soll nach seiner Fertigstellung Ende 2016 zwei bis vier Astronauten transportieren können. Das unter der Bezeichnung MPCV geführte Ge-

samtsystem besteht aus einem Crew Modul (CM), einem Service Modul (SM) und dem Startabbruchsystem (Launch Abort System – LAS).

Im Vergleich zur ursprünglichen Orion Raumkapsel soll das MPCV das Haupttransportmittel der NASA für Missionen in den cis-lunaren Bereich und den interplanetaren Bereich des Weltraums darstellen. Dafür wird das Lebenserhaltungssystem gegenüber der ursprünglichen Constellation-Konfiguration verbessert und die Anzahl der Besatzungsmitglieder von sieben auf maximal vier reduziert. Weitere Modifikationen am Orion-Design sind nötig, um das Raumfahrzeug für Deep-Space Missionen einsetzbar zu machen. Die nominelle Auslegungsmissionsdauer beträgt 21,1 Tage. Nach Studien ist, durch die Kopplung zweier Kapseln, eine Missionsdauer von maximal 210 Tagen möglich.

Neben der Raumkapsel umfasst das System ein Service Modul (SM) für die Versorgung der Besatzung mit Verbrauchsgütern. Es stellt zudem die Energieversorgung mittels fotovoltaischer Wandler sicher und beinhaltet das Haupttriebssystem mit einem vakuumangepassten Triebwerk für Bahnmanöver.

Für die Sicherheit der Besatzung während der Startphase befindet sich oberhalb des Crew Moduls das Launch Abort System (LAS) in Form eines Turms (ähnlich Gemini, Apollo, Sojus). Die Kapsel wird damit bei einem Fehler in der Trägerrakete in sichere Entfernung gebracht und kann eine normale Landung durchführen.

**Tabelle 16: Systemeigenschaften des NASA Multi-Purpose Crew Vehicle (MPCV).**

Bezeichnung	Eigenschaft
Systembestandteile	Crew Module (CM), Service Module (SM), Launch Abort System (LAS)
Gesamtmasse	21250 kg
Masse CM	circa 8500 kg (ursprüngliche Masse von Orion im Constellation-Programm, kann für das MPCV abweichen)
Besatzungsanzahl	2 – 4
bedrucktes Volumen	19,59 m <sup>3</sup>
bewohnbares Volumen	10,22 m <sup>3</sup>
nominelle Missionsdauer	21,1 d (autonom)
delta-v Vermögen	1595 m/s
Schub des Haupttriebwerks	33,4 kN
Treibstoffe	MMH/N <sub>2</sub> O <sub>4</sub> (hypergol)
maximale Wiedereintrittsgeschwindigkeit	11 km/s (noch nicht final, bis zu 11,4 km/s werden angenommen) Skip Re-entry ermöglicht große Längsreichweite
Rückkehrsystem	Fallschirme und Wasserung
Besonderheiten	gesamtes Crew Modul dient als Luftschleuse für EVAs
<b>Fertigstellung</b>	<b>bis Ende 2016</b>

### Boeing Commercial Space Transporter (CST-100)

Die hier dargestellten Informationen wurden auf Basis der folgenden Quellen zusammengefasst: [85] [89] [90].

Der Commercial Space Transporter CST-100 von Boeing ist ein primär für den LEO entwickeltes Raumfahrzeug zum Transport von bis zu sieben Astronauten. Es besteht ähnlich wie das MPCV aus einem Crew Modul, einem Service Modul und dem Startabbruchsystem. Letzteres arbeitet nach dem Push-Prinzip, da es unterhalb des Crew Moduls angebracht ist und somit bei einem Abbruch die Kapsel nach oben drückt. Bisher sind nur sogenannte Launch Abort Tower zum Einsatz gekommen, welche das Crew Modul im Notfall von der Rakete nach oben ziehen.

Der Vorteil des speziell von Boeing eingesetzten Systems besteht darin, dass der hypergole Treibstoff für das LAS gleichzeitig den Treibstoff für das AOCS und für die Bahnmanöver im Orbit bereitstellt. Das führt zu Masseinsparungen und ermöglicht der Kapsel, den nicht benötigten Treibstoff des LAS für Bahnmanöver, wie beispielsweise die Anhebung des Orbits einer Raumstation, zu verwenden.

Die Entwicklung der CST-100 erfolgt im Rahmen des Commercial Crew Development (CCDev) Programms der NASA. Derzeit werden Qualifikations- und Demonstrationstests von Einzelkomponenten durchgeführt und im Februar 2012 erfolgt das Critical Design Review. Der operationelle Betrieb für bemannte Flüge in den LEO wird nach Angaben von Boeing ab dem Jahr 2015 beginnen.

Auch wenn derzeit keine Angaben über die CST-100 zu ihrer möglichen Einsatzfähigkeit bei interplanetaren Flügen gemacht werden, so wäre eine Weiterentwicklung der Kapsel in diese Richtung durchaus denkbar. Dies würde jedoch eine Verstärkung des Thermalschutzsystems, eine Reduzierung der Besatzungsgröße und den Einbau von Langzeitlebenserhaltungssystemen erfordern. Inwiefern Boeing einen solchen Ausbau der Kapsel vorsieht, kann nicht abgeschätzt werden. Interessant ist aber, dass die äußere Geometrie bezüglich des Konuswinkels vergleichbar mit dem Apollo CM und dem MPCV ist. Aus geometrischer Sicht würde die CST-100 also theoretisch höhere Wiedereintrittsgeschwindigkeiten, als aus dem LEO erlauben.

**Tabelle 17: Systemeigenschaften des Boeing Commercial Space Transporters (CST-100).**

Bezeichnung	Eigenschaft
Systembestandteile	Crew Module (CM), Service Module (SM), Launch Abort System (LAS)
Besatzungsanzahl	bis zu 7
nominelle Missionsdauer	48 h (autonom) 210 d (gekoppelt an einen Komplex unter Zufuhr von 1 kW Versorgungsleistung)
Treibstoffe	hypergol
Rückkehrsystem	Fallschirme und Luftkissen für Landung, notfalls auch Wasserung möglich
Besonderheiten	- das Startabbruchsystem verwendet hypergole Treibstoffe und nutzt dasselbe Treibstoffsystem, was auch für den nominellen Betrieb im Orbit eingesetzt wird - auf mehreren Trägersystemen einsetzbar
Fertigstellung	betriebsbereit in 2015

### SpaceX Dragon

Die hier dargestellten Informationen wurden auf Basis der folgenden Quellen zusammengefasst: [91] [92] [93]

Die Dragon Kapsel des Raumfahrtunternehmens Space Exploration Technologies (SpaceX) ist das bisher am weitesten vorangetriebene kommerzielle Transportsystem im Rahmen des NASA COTS. Das zunächst als Frachtversion ausgelegte Raumschiff für den Betrieb im LEO und an der ISS hat bereits erfolgreich den Erstflug und den Wiedereintritt mit anschließender Wasserung und Bergung ausgeführt. Im Februar 2012 erfolgt gemäß dem derzeitigen Planungsstand der erste Transportflug für das NASA COTS Programm.

Die bemannte Version der Dragon Kapsel ist mit dem Transportraumschiff weitestgehend identisch. Zur Gewährleistung der Sicherheit der Astronauten muss ein Startabbruchsystem in das bisherige System integriert werden. SpaceX integriert dafür die Startabbruchtriebwerke in die Seitenwand der existierenden Dragon Kapsel und führt so die Sicherheitseinrichtung während des gesamten Fluges mit sich. Dies ermöglicht eine Wiederverwendung, falls das LAS nicht zum Einsatz gekommen ist und erhöht die Sicherheit während des gesamten Aufstiegsfluges in den Weltraum.

**Tabelle 18: Systemeigenschaften der Dragon Transportkapsel von SpaceX.**

Bezeichnung	Eigenschaft
Systembestandteile	Crew Module (CM), Service Module (Trunk), Launch Abort System (LAS)
Gesamtmasse	12000 kg
Besatzungsanzahl	bis zu 7 (im Konzept für eine bemannte Kapsel)
nominelle Missionsdauer	zwischen einer Woche und zwei Jahren (vermutlich im angedockten Zustand, keine weiteren Informationen diesbezüglich verfügbar)
Treibstoffe	MMH/N <sub>2</sub> O <sub>4</sub> (hypergol)
Rückkehrsystem	Fallschirme und Wasserung
Besonderheiten	<ul style="list-style-type: none"> <li>- PICA-X Ablativ-Hitzeschutzsystem ist wiederverwendbar und kann auch für Mond oder Marsmissionen eingesetzt werden</li> <li>- das LAS kehrt mit der Dragon Kapsel zur Erde zurück und kann wiederverwendet werden</li> </ul>
Fertigstellung	<b>2010 unbemannter Erstflug</b> <b>2014 bemannter Erstflug</b>

#### 4.2.2 Bemannte europäische Raumtransportkapseln

##### DLR/EADS Astrium BERT [86]

Die Systemstudie für einen bemannten europäischen Raumtransporter (BERT), durchgeführt vom DLR in Zusammenarbeit mit Astrium, ist eines der beiden bekannten europäischen Raumtransportkapselprojekte für bemannte Missionen. Über den derzeitigen Status der Entwicklung sind keine



Informationen verfügbar. Es ist aber davon auszugehen, dass dieses System keines der drei bisher vorgestellten amerikanischen Projekte aus Sicht des Entwicklungsstandes erreicht hat.

Das Konzept von BERT sieht den Transport von bis zu drei Astronauten in einer Kapsel vor und soll über ein Service Modul, angelehnt an das Design des ATV Service Moduls, zur Durchführung von Bahnmanövern verfügen. Das Crew Modul erinnert bezüglich der äußeren Form an die Gemini-Kapsel, das Technologiedemonstrationsprojekt für die Apollo-Missionen. Die Durchführung von Außenbordeinsätzen wird aus der Kapsel heraus nicht unterstützt und bedarf einer zusätzlichen Luftschleuse. Als Kopplungsmechanismus zu anderen Systemen soll das russische APAS zum Einsatz kommen.

In Europa fehlen derzeit nicht nur praktische Erfahrungen mit Ablator-Hitzeschutzsystemen, sondern auch Erfahrungen mit dem Bau von bemannten Raumkapseln. Demgegenüber haben die USA einen Wissensvorsprung durch die bemannten Projekte Mercury, Gemini, Apollo und den Shuttle Orbiter. Die für BERT angenommene Entwicklungszeit, entsprechend dem Stand von 2008, führt auf einen bemannten Erststart circa im Jahr 2018 und damit einige Jahre nach der voraussichtlichen Inbetriebnahme aller bisher in Entwicklung befindlichen US-amerikanischen Kapselsysteme.

**Tabelle 19: Systemeigenschaften des bemannten Europäischen Raumtransporters (BERT).**

Bezeichnung	Eigenschaft
Systembestandteile	Crew Module (CM), Service Module (SM), Launch Abort System (LAS)
Gesamtmasse	10910 kg + etwa 3800 kg für LAS
Besatzungsanzahl	3
nominelle Missionsdauer	zwischen einer Woche und zwei Jahren (vermutlich im angedockten Zustand, keine weiteren Informationen diesbezüglich verfügbar)
Treibstoffe	MMH/N <sub>2</sub> O <sub>4</sub> (hypergol)
Rückkehrsystem	Fallschirme und Wasserung
Besonderheiten	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Verwendung des russischen Kopplungssystems</li> <li>- LAS noch nicht definiert (entweder Tower oder Dragon-Konzept)</li> </ul>
Fertigstellung	<b>2018 unbemannter Erstflug (gemäß Studienprojektplan bei einem Projektbeginn 2009, bisher ist kein Projektstart erfolgt)</b>

#### **EADS Astrium Crew Transportation Vehicle (CTV) [94]**

Eine von EADS Astrium und der ESA durchgeführte Systemstudie beschreibt das zweite europäische Raumkapselkonzept. Das betrachtete Crew Transportation Vehicle (CTV) soll zwei bis drei Astronauten für Missionen in den cis-lunaren Bereich transportieren können. Die Kapselform ist stark an das Apollo-CM bzw. das MPCV angelehnt. Für die Durchführung von Bahnmanövern und vermutlich auch für die Versorgung der Kapsel steht ein Service Modul zur Verfügung.

Im Vergleich zu BERT soll das CTV die Durchführung von EVAs erlauben, was für ein ähnliches Konzept, wie das des MPCV spricht. Der Dockingmechanismus ist ebenfalls verschieden von dem bei

BERT verwendeten russischen System. Wahrscheinlich handelt es sich um den internationalen Dockingstandard [95], was jedoch aus den verfügbaren Dokumenten nicht hervorgeht.

Über ein Startabbruchsystem wird in den verfügbaren Referenzen ebenfalls keine Angabe gemacht. Es kann aber davon ausgegangen werden, dass es für das CTV ein zu dem bei BERT verwendeten Abbruchsystem vergleichbares Konzept geben wird, da EADS Astrium an beiden Studien beteiligt war.

**Tabelle 20: Systemeigenschaften des Crew Transportation Vehicle (CTV).**

Bezeichnung	Eigenschaft
Systembestandteile	Crew Module (CM), Service Module (SM)
Gesamtmasse	13000 kg (7500 kg CM, 5500 kg SM)
Besatzungsanzahl	2 – 3
nominelle Missionsdauer	Auslegung für bis zu 14 Tage autonomen Betriebs
<b>Fertigstellung</b>	<b>(keine Informationen verfügbar, bisher ist nach offiziellen Informationen kein Projektstart erfolgt)</b>

#### 4.2.3 Zusammenfassung und Einschätzung

Bei der Betrachtung und Analyse derzeitiger Projekte für bemannte Raumkapseln sind für zukünftige Explorationsmissionen insbesondere die amerikanischen und europäischen Systeme von Interesse. Indien, China und Russland haben ebenfalls die Fähigkeit, bemannte Raumfahrtmissionen durchzuführen bzw. sind dabei, die entsprechenden Kapazitäten aufzubauen. Das derzeit in Betrieb befindliche chinesische Kapselsystem Shenzhou basiert auf den russischen Sojus Kapseln, welche sich nach den verfügbaren Informationen nicht für interplanetare Flüge und die darauffolgende Rückkehr zur Erde eignen. Aufgrund der bereits in Abschnitt 2.1.3 analysierten Raumfahrtstrategien dürften Indien, China und Russland jedoch zunächst keine wesentliche Rolle für den Transport und die Rückführung von Astronauten für Explorationsmissionen außerhalb des LEO spielen.

In den USA sind zwei kommerzielle Projekte, CST-100 und Dragon, bereits weit fortgeschritten und könnten die bemannten Transporte in den LEO ab 2015 maßgeblich anführen. Als Explorationsvehikel ist bisher keines der beiden Projekte konkret geplant. Aufgrund der Architektur und Ausbaufähigkeit besitzen sowohl Dragon als auch CST-100 das Potenzial für die mit Explorationsmissionen verbundenen Anforderungen.

Das MPCV der NASA ist das derzeit weltweit einzige, geplante, bemannte Raumtransportsystem für den Einsatz im cis-lunaren und interplanetaren Bereich. Für NEO Missionen im Zeitraum von 2020 bis 2030 wird es voraussichtlich das einzige einsatzfähige System darstellen, sofern bei den kommerziellen Raumfahrtunternehmen keine eigenen interplanetaren Missionen geplant werden. Nach einer realistischen Einschätzung wird Europa in der nahen Zukunft (bis 2020) kein eigenes Transportsystem für Astronauten besitzen, weder in den LEO noch in den cis-lunaren Weltraum. Die Einschätzung beruht auf der Tatsache, dass keine Projekte für bemannte Raumkapseln in Europa durchgeführt werden.

Die Informationsverfügbarkeit ist für nahezu alle betrachteten Systeme relativ schlecht. Für das MPCV können, aufgrund seines Ursprungs im Constellation-Programm und der Federführung durch

die NASA, vergleichsweise aktuelle und aussagekräftige Daten gefunden werden. Die kommerziellen Projekte Dragon und CST-100 stellen sehr wenige Detailinformationen bereit, was mit der offenen Konkurrenzsituation zwischen den Unternehmen begründet werden kann.

Zu BERT sind die Informationen sehr detailliert, insbesondere durch die Bearbeitung der hier vorliegenden Arbeit am DLR. Es gibt jedoch keine in öffentlichen Medien publizierten Informationen über die durchgeführte BERT-Studie. Das Konzept des CTV von EADS Astrium ist nur aus einem Dokument der ESA bekannt und Detailinformationen darüber hinaus sind ebenfalls nicht verfügbar.

Die bereits in Abschnitt 2.1.3 abgebildete Offenheit der europäischen Raumfahrtstrategie macht eine Einschätzung des Stellenwertes der bemannten europäischen Raumtransportsysteme unmöglich. Es existiert keine politische Forderung nach einem solchen Projekt, wonach mit großer Wahrscheinlichkeit auch kein Fortschritt in der Entwicklung einer bemannten Transportkapsel zu erwarten ist.

Technisch sind die amerikanischen und europäischen Konzepte nahezu identisch: Eine Transportkapsel für zwei bis sieben Besatzungsmitglieder, interplanetar sind es maximal vier, wird von einem Servicemodul bei der Mission unterstützt. In der Form ähneln die Wiedereintrittskapseln entweder dem Apollo CM (MPCV, CST-100) oder der Gemini-Kapsel (Dragon, BERT). Das Hitzeschutzsystem arbeitet nach dem Ablatorprinzip zum Abtransport der hohen Wärmelasten beim hyperbolischen Wiedereintritt.

Angedockt an einen externen Versorger werden Missionsdauern von bis zu zwei Jahren unterstützt. Autonom betrieben sind die Systeme für Missionszeiten von wenigen Tagen bzw. Wochen ausgelegt.

### 4.3 Detailbetrachtung einiger Raumkapsel-Subsysteme

Aufgrund der wenigen verfügbaren Informationen zu aktuellen Projekten wird im Folgenden eine Detailauslegung einzelner Subsysteme für eine bemannte Raumkapsel (Crew Module – CM) für NEA Missionen durchgeführt. Als Grundlage dienen die Annahmen aus Abschnitt 4.1. Die Auslegung des CM erfolgt für 20 Tage autonomen Betriebs und die Systemparameter werden jeweils für die unterschiedlichen Besatzungsgrößen angegeben.

#### 4.3.1 Struktur und Mechanismen

Das bedruckte Volumen (PV) ist der entscheidende Designtreiber für die Struktur der Raumkapsel. Je nach Besatzungsgröße ist ein vorgeschriebenes Volumen erforderlich und die Struktur muss entsprechend angepasst werden. Mithilfe des bedruckten Volumens aus Abschnitt 4.1.1 und einiger Annahmen (siehe Tabelle 21) kann ein geometrischer Vorentwurf für die äußere Form und die Aufteilung der Raumkapsel vorgenommen werden.

**Tabelle 21: Annahmen für das geometrische Design einer bemannten Raumkapsel.**

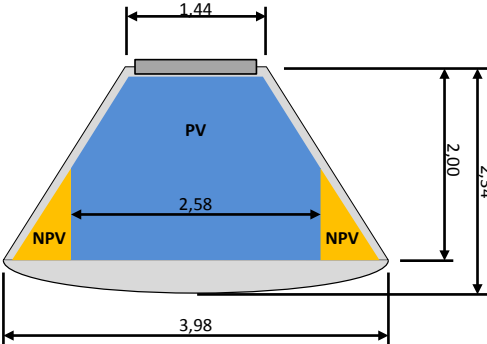
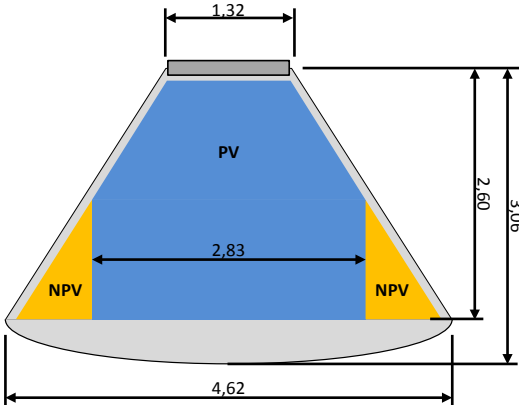
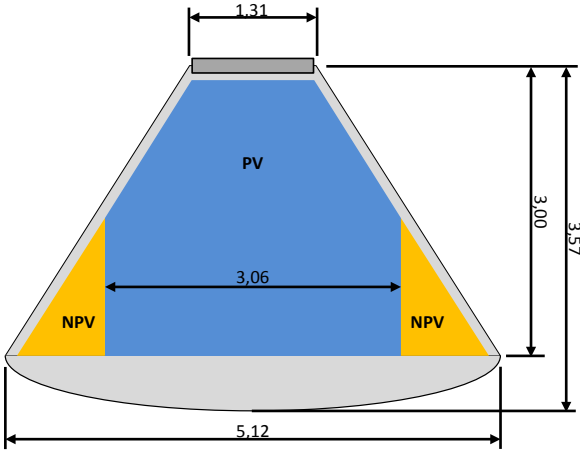
Eigenschaft	Beschreibung
bedruckte Kabine	<ul style="list-style-type: none"> <li>- orientiert sich an den derzeitigen Designs von CST-100 und MPCV</li> <li>- der Konuswinkel beträgt 57,5° (analog Apollo, CST-100, MPCV)</li> <li>- unterer Teil ist zylindrisch und oberer Teil konisch</li> <li>- beide Kabinenteile sind gleich hoch</li> <li>- das NHV beträgt 60 % des bedruckten Volumens</li> </ul>
oberer Kabinendurchmesser	<ul style="list-style-type: none"> <li>- muss mindestens dem Referenzdesign für das internationale Docking-system (IDSS) entsprechen (<math>D = 1,255 \text{ m}</math>)</li> <li>- ist 5 % kleiner als der Außendurchmesser</li> </ul>
TPS Radius	entspricht dem Radius des MPCV
Höhe der bedruckten Kabine	ist um 5 % kleiner als die Höhe der gesamten Kapsel (nur Konus, ohne TPS)
unterer Kabinendurchmesser	ist 5 % kleiner als der untere Durchmesser des inneren Konus

Zur Abschätzung der Strukturmasse wird die empirische Gleichung (4.3) (vgl. [96]) verwendet, welche aus den Systemmassen früherer Raumkapseln abgeleitet wurde. Als Bemessungsgrundlage dient das sogenannte Design Envelope Volume  $V_{de}$ , also der Raum, der von der gesamten Raumkapsel eingenommen wird.

$$m_{SMS}[\text{kg}] = 4,72641 \cdot \left( \frac{V_{de}}{0,02832} \right)^{0,83} \quad (4.3)$$

Im Gesamtmassenbudget wird für die Struktur ein Massespielraum von 20 % zu der hier bestimmten Masse hinzugefügt, da für die Struktur keine weiteren Analysen durchgeführt werden, welche das Design und die ermittelten Massen verifizieren.

Tabelle 22: Querschnitt der verschiedenen CM-Konfigurationen für zwei bis vier Astronauten.

Konfigurationen	Eigenschaften
	BM = 2 NHV = 4,8 m <sup>3</sup> PV = 8 m <sup>3</sup> NPV = 2,7 m <sup>3</sup> V <sub>de</sub> = 12,42 <b>m<sub>SMS</sub>(V<sub>de</sub>) = 737 kg</b>
	BM = 3 NHV = 7,2 m <sup>3</sup> PV = 12 m <sup>3</sup> NPV = 5,12 m <sup>3</sup> <b>m<sub>SMS</sub>(V<sub>de</sub>) = 1088 kg</b>
	BM = 4 NHV = 9,6 m <sup>3</sup> PV = 16 m <sup>3</sup> NPV = 7,45 m <sup>3</sup> <b>m<sub>SMS</sub>(V<sub>de</sub>) = 1413 kg</b>

### 4.3.2 Thermalschutzsystem

Das Thermalschutzsystem (Thermal Protection System – TPS) muss den kontrollierten Wiedereintritt der bemannten Raumkapsel in die Erdatmosphäre erlauben und das Raumfahrzeug dabei vor dem Verglühen schützen. Das Design wird im Allgemeinen von drei limitierenden Faktoren bestimmt: der maximal erlaubten Verzögerung, der maximal möglichen Erwärmung und der erforderlichen Präzision für das Navigieren während des Wiedereintritts. [72]

Menschen können Verzögerungen bis zu einem 12-fachen der Erdbeschleunigung ertragen. Bei verminderter körperlicher Leistungsfähigkeit, wie bspw. nach einem Langzeitflug unter Mikrogravitation, sollte die Verzögerung hingegen nur maximal dem 3,5 bis 5-Fachen der Erdbeschleunigung entsprechen. Konkretere Beschleunigungsgrenzen mit der zugehörigen Expositionszeit können dem NASA-Standard 3001 [80] entnommen werden. Aufgrund der hohen Reibung zwischen Raumfahrzeug und Erdatmosphäre entsteht ein hoher Wärmestrom von mehreren  $\text{MW/m}^2$ . Das Raumfahrzeug muss dieser Wärmelast widerstehen, wobei für das Design die über den Wiedereintritt kumulierte Wärme und die Temperaturspitze maßgebend sind. [72]

Der Ausgangspunkt für die hier betrachtete bemannte NEO Mission wird der direkte Wiedereintritt sein. Dabei taucht das Raumfahrzeug ohne vorherige Geschwindigkeitsreduzierung direkt von der hyperbolischen Ankunftsbahn in die Erdatmosphäre ein. Die Rotation der Erde und die Relativgeschwindigkeit zur Atmosphäre werden bei den Geschwindigkeitsberechnungen gemäß Abschnitt 3.1.3 vernachlässigt. Analysen bzgl. der Wiedereintrittstrajektorie sind in jedem Fall im Rahmen einer späteren Detailauslegung des Raumfahrzeuges durchzuführen, werden jedoch nicht Gegenstand dieser Arbeit sein.

Konzeptionell existieren für interplanetare Raumfahrzeuge zwei Arten des Wiedereintrittsfluges: der ballistische und der semi-ballistische Flug. Ballistische Wiedereintritte erfolgen ungesteuert und sind passiv aerodynamisch stabil, der Auftrieb ist null. Semi-ballistische Wiedereintritte erfolgen auftriebsgesteuert, sind ebenfalls passiv aerodynamisch stabil und bedürfen einer aktiven Flugführung und -regelung. [72]

Bisher wurden für interplanetare Rückkehrmissionen ausnahmslos ballistische Wiedereintritte durchgeführt. Um die Verzögerungskräfte für ein bemanntes System zu verringern, sollten jedoch semi-ballistische Konzepte in Betracht gezogen werden. Geflügelte Raumgleiter nach dem Konzept eines Space Shuttles sind für interplanetare Missionen nicht geeignet, da hier die Masse des TPS bereits für planetare Wiedereintrittsbedingungen einen hohen Anteil an der Gesamtmasse des Systems einnimmt (siehe Space Shuttle 20%) [71]. Ein Kapselkonzept nach dem Vorbild von Apollo oder dem MPCV soll daher als Grundlage für das hier vorgestellte Design gelten.

Als Grundkonzept für sehr hohe Thermallasten bei interplanetaren Rückkehrmissionen ist ein Ablativ-Hitzeschutzsystem die sinnvollste Lösung. Der Ablator PICA (Phenolic Impregnated Carbon Ablator) ist eine Neuentwicklung und wurde unter anderem beim bisher schnellsten Wiedereintritt, dem der STARDUST-Rückkehrkapsel, eingesetzt. Auch die Dragon-Kapsel (siehe Abschnitt 4.2.1) verwendet dieses Material. Es kann nach Aussagen von SpaceX sogar mehrfach für die Rückkehr aus dem LEO verwendet werden, was für einen Ablativ-Hitzeschutz eher ungewöhnlich ist. PICA wird in Form von Hitzeschutzkacheln gefertigt und auf die Unterseite der Raumkapsel aufgeklebt. [97]

Die zweite Lösung für Hochgeschwindigkeits-Wiedereintritte ist der Ablator AVCOAT, welcher bereits bei den bemannten Apollo-Missionen zum Mond zum Einsatz gekommen ist. AVCOAT wurde außerdem als Hitzeschutzmaterial für das MPCV ausgewählt [97]. Der Ablator besteht aus einem Glasfaser-Honigwabenkern, der mit einer Mischung aus Quarzglasfasern und Epoxidharz gefüllt wird und damit eine Dichte von  $497 \text{ kg/m}^3$  besitzt. [98]

Bei der Apollokapsel betrug die Dicke des Haupt-Hitzeschuttschildes zwischen 5,08 cm und 6,86 cm. An den Seitenwänden der Kapsel wurde der Ablator mit Schichtdicken zwischen 3,81 cm und 1,78 cm und an der Oberseite des Raumfahrzeuges wurden 2,54 cm aufgebracht. Die Gesamtmasse betrug nach den letzten Entwicklungsstufen etwa 750 kg. [98]

Für die in dieser Arbeit zu entwerfende Kapsel wird ebenfalls ein Ablator-Hitzeschutzsystem nach dem Vorbild von AVCOAT angenommen. Die Masse des Thermalschutzsystems resultiert aus den in Abschnitt 4.3.1 vorgestellten geometrischen Annahmen für die Kapsel. Die Wanddicke wird auf Basis der Apollokapsel gemittelt und 20 % des Ursprungswertes werden addiert, um der höheren Wärmelast bei höheren Wiedereintrittsgeschwindigkeiten Rechnung zu tragen. Annahmen und Ergebnisse sind in Tabelle 23 dargestellt.

**Tabelle 23: Annahmen und Ergebnisse zum Entwurf eines Hitzeschutzsystems für das CM.**

Parameter	Wert	Referenz
Dichte des Hitzeschutzmaterials	497 kg/m <sup>3</sup>	[98]
Wanddicke Hauptschild	7,164 cm	vgl. [98]
Wanddicke Seitenschild	3,354 cm	vgl. [98]
<b>Systemmasse</b>		
<b>2-BM</b>	<b>794 kg</b>	
<b>3-BM</b>	<b>1100 kg</b>	
<b>4-BM</b>	<b>1369 kg</b>	

### 4.3.3 Lebenserhaltungssysteme

Lebenserhaltungssysteme (Environmental Control and Life Support Systems – ECLSS) von bemannten Raumfahrzeugen umfassen entsprechend der Definition die folgenden Hauptbereiche:

- Atmosphärenüberwachung und -regelung
- Regenerierung der Atemluft
- Temperatur- und Feuchteregulierung
- Wasseraufbereitung und -management
- Abfallwirtschaft
- Brandschutz & -bekämpfung
- Außenbordaktivitäten (Extra Vehicular Activities – EVAs)

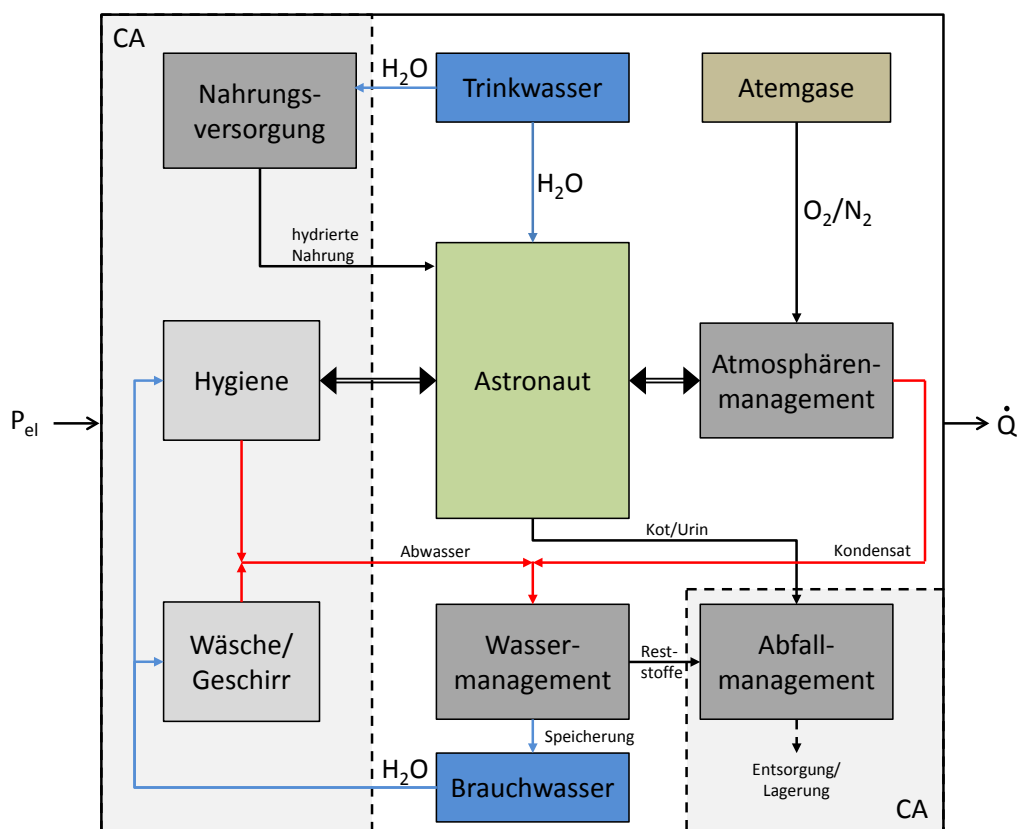
Eine vollständige Diskussion aller Bereiche des Lebenserhaltungssystems und seines Aufbaus ist für die Mission zwar generell sinnvoll, würde im Rahmen der hier dargestellten Systemauslegung aber einen zu hohen Detailgrad aufweisen. Deshalb sollen nur die wesentlichen Subkomponenten und diejenigen Massenströme mit dem größten Einfluss auf die Raumfahrzeugesamtmasse betrachtet werden, wie das Wassermanagement und Teile des Atmosphärenmanagements. Das in Abbildung 16 dargestellte Blockschaltbild zeigt die dafür wesentlichen Masseströme im betrachteten Lebenserhaltungssystem. Nahrungsmittelversorgung, Hygiene-, Abfall- und Haushaltseinrichtungen sind im Blockschaltbild für das ECLSS ebenfalls enthalten. Die Massen dieser Komponenten werden aber bereits in der Massenbilanz für die Crew Accommodations (siehe Abschnitt 4.1.2) berücksichtigt.

Unter Bezugnahme auf das RQ-SYS-04 werden als Technologien für die Lebenserhaltungssysteme ausschließlich physikalisch-chemische Prozesse verwendet, welche regenerative Funktionen übernehmen. Sie besitzen bisher die höchsten TRL und werden zu einem großen Teil bereits erfolgreich auf der ISS eingesetzt oder getestet. Für zukünftige Langzeitmissionen werden hingegen bioregenerative Systeme unumgänglich sein. Aufgrund ihrer hohen Systemmassen und Volumenansforderungen sind sie für eine 180-Tage NEO Mission hingegen ungeeignet. [78]

### Wassermanagement

Für das Wassermanagement wird ein zentralisiertes System angenommen, welches alle anfallenden Abwässer, außer Urin, aufbereitet und als Brauchwasser bereitstellt. Der Brauchwasserbedarf pro Astronaut und Tag beträgt 25,27 kg (siehe Tabelle 15). Es soll angenommen werden, dass das System zu 93 % [99] geschlossen ist, also 93 % der anfallenden Abwässer nach der Aufbereitung wieder zur Verfügung stehen. Dazu müssen die Abwässer einschließlich der aus der Atmosphäre entfernten Luftfeuchtigkeit aufgefangen und einem Aufbereitungssystem zugeführt werden. Der Nachschubbedarf für Brauchwasser beträgt damit nur noch 0,389 kg pro Tag und Astronaut. Dieses Wasser muss in Tanks mitgeführt werden.

Entsprechend der Aufschlüsselung von Nahrung und Wasser in Tabelle 14 ergibt sich ein Trinkwasserbedarf von 2,45 kg je Besatzungsmitglied und Tag. Es wird angenommen, dass kein Trinkwasser aus recyceltem Wasser gewonnen wird, wonach die Gesamtmenge des Trinkwassers ebenfalls in Tanks und getrennt vom Brauchwasservorrat mitgeführt werden muss. Die Gesamtmenge ergibt sich



**Abbildung 16: Vereinfachte Grundstruktur des Lebenserhaltungssystems einer bemannten Raumkapsel mit den wichtigsten Funktionen und Masseflüssen für eine Systemabschätzung. Des Weiteren ist die Abgrenzung zu den Crew Accommodations dargestellt. (vgl. [78] [84])**



entsprechend der Besatzungsanzahl multipliziert mit der Missionsdauer und dem Bedarf pro Tag und Person.

Zusätzlich zur Menge des Nachschubes an Brauchwasser wird außerdem eine Erstmenge von 30 kg je Astronaut mitgeführt (berechnet aus 10 kg/Tag/Astronaut für 3 Tage). Es soll für die Inbetriebnahme der Rückgewinnungssysteme und als Notfallreserve dienen. [78]

**Tabelle 24: Abwasseraufkommen, Brauchwasserrückgewinnung und Nachschubbedarf für einen Astronauten pro Tag.**

Quelle	Masse [kg/d]	Referenz
Hygiene	12,58	[84]
Luftmanagement	2,28	[84]
Wäschewaschen	11,9	[84]
<b>Σ Abwasserwasser</b>	<b>26,76</b>	berechnet
Rückgewinnungsgrad	93 %	Annahme
<b>verfügbares Brauchwasser</b>	<b>24,89</b>	berechnet
<b>Gesamtbrauchwasserbedarf</b>	<b>25,27</b>	Tabelle 15
<b>Nachschubbedarf</b>	<b>0,38</b>	berechnet

Für das Wasserrecycling wird das unkomplizierte Multifiltrationsverfahren angewendet, welches sich einfach in der Weltraumumgebung anwenden lässt [78]. Die Abwässer werden dabei durch eine Anordnung von Filtern geleitet und anschließend nach Bedarf chemisch nachbehandelt.

Das Multifiltrationssystem benötigt Hardware mit einer Masse von 10 kg [78] je Besatzungsmitglied. Die Tankmasse beträgt 2 % [78] der Wassermasse. Bei der Filtration fallen Abfallprodukte mit einer Masse von 3 kg pro Jahr und Besatzungsmitglied an. Im Gesamtmassenbudget kann dieser Anteil vernachlässigt werden. Aus den getroffenen Annahmen und der Systemmasse ergibt sich die Gesamtmasse des Wassermanagementsystems, dargestellt in Tabelle 25.

**Tabelle 25: Trink- und Brauchwasserbedarf sowie Systemmassen für das Crew Modul und unterschiedliche Besatzungsgrößen.**

BM	Trinkwasser	Brauchwasser	Systemmasse	Gesamtmasse
2	98 kg	75 kg	23 kg	<b>196 kg</b>
3	147 kg	113 kg	35 kg	<b>295 kg</b>
4	196 kg	151 kg	46 kg	<b>393 kg</b>

Das zusätzliche Recycling von Urin würde einen weiteren Wasserkreislauf und ein weiteres Rückgewinnungsverfahren mit höheren Systemmassen erfordern, was jedoch für die Missionsdauer der Raumkapsel und das Gesamtmassebudget nicht vorteilhaft ist. Urin wird deshalb nicht recycelt, sondern über das Abfallmanagement in den freien Weltraum ausgestoßen.

### Atmosphärenmanagement

Für die Bereitstellung und Kontrolle der Atmosphäre im Inneren einer Raumkapsel werden verschiedene Komponenten zur Erfüllung der einzelnen Aufgaben des Luftmanagements benötigt. Die Aufgaben sind im Einzelnen: Kontrolle und Regelung von Druck, Temperatur und Feuchtigkeit; Luftumwälzung; Luftfilterung (hauptsächlich CO<sub>2</sub>-Filterung); Kontrolle und Regelung der Luftzusammensetzung; Bereitstellung der Atemgase (Sauerstoff O<sub>2</sub> und Stickstoff N<sub>2</sub>). [78] [84]

Die primäre Aufgabe des Systems für das Atmosphärenmanagement ist die Entfernung von CO<sub>2</sub>. Lithiumhydroxidkerzen können Kohlendioxid binden und sind technologisch sehr einfach und robust in der Anwendung. Außerdem produziert dieses Filtersystem keine Abwärme und benötigt ausschließlich für die Luftumwälzung Energie. Pro Astronaut und Tag ist eine Filtermasse von 1,09 kg [84] erforderlich. Die Komponenten für die Lüftung können aufgrund ihrer geringen Massen bei der Masseabschätzung vernachlässigt werden. [78]

**Tabelle 26: Gesamtsystemmasse für die Filterung von CO<sub>2</sub> über 20 Tage mit Hilfe von Lithiumhydroxidkartuschen.**

BM	LiOH-Filter
2	43,6 kg
3	65,4 kg
4	87,2 kg

Die Atemgase O<sub>2</sub> und N<sub>2</sub> werden in Hochdrucktanks gelagert. Die Tankmasse wird mit 90% [78] der Masse des Inhaltes abgeschätzt. Der Verbrauch für Sauerstoff beträgt 1 kg je Astronaut und Tag. Stickstoff wird nicht verbraucht, geht jedoch durch Leckverluste mit einem Massestrom von 0,236 kg [87] pro Tag verloren. Außenbordeinsätze aus der Kapsel während ihres autonomen Betriebes sind nicht vorgesehen, weshalb auch keine Extramassen für die Neubedruckung der Kapsel mitgeführt werden müssen. In Tabelle 27 sind die sich abschließend ergebenden Massen von Stickstoff- und Sauerstoffversorgung aufgeführt.

**Tabelle 27: Gesamtmasse der Stickstoff- und Sauerstoffversorgung beim Atmosphärenmanagement der Raumkapsel.**

BM	Stickstoff	Sauerstoff	Tanks	Gesamtmasse
2	5 kg	40 kg	40 kg	85 kg
3	5 kg	60 kg	58 kg	123 kg
4	5 kg	80 kg	76 kg	161 kg

Temperatur und Feuchtigkeit werden von Wärmeübertragern (Condensing Heat Exchangers – CHX) bereitgestellt, welche mit dem Thermalkontrollsystem gekoppelt sind. Über zusätzliche Wasserabscheider wird dabei auch das von den Astronauten abgegebene Wasser aus der Atmosphäre zurückgewonnen. Die getrocknete, gereinigte und temperierte Luft wird anschließend in die Kabine zurückgeführt. [78] [100]

**Tabelle 28: Hardwaremassen für das Atmosphärenmanagement einer Raumkapsel.**

System	Masse	Energiebedarf	Referenz
Wärmetauscher (CHX)	20 kg	-	[100]
Luftumwälzung	13 kg	410 W	[100]
Wasserabscheider	12 kg	50 W	[100]
sonstige Komponenten	30 kg	50 W	[100]
<b>Gesamtmasse</b>	<b>75 kg</b>	<b>510 W</b>	

#### 4.3.4 Kommunikationssystem, Kommando- und Datenverarbeitungssystem

Das Kommunikationssystem (Communication System – CS) für eine NEO-Mission muss einige wesentliche Anforderungen erfüllen: Die Datenrate muss den Kommunikationsbedarf der Besatzung abdecken, sodass die missionsspezifischen, medizinischen und privaten Bedürfnisse (siehe Tabelle 29) der Astronauten befriedigt werden.

**Tabelle 29: Bedürfnisse der Astronauten bzgl. Video- und Audiokommunikation für eine 180-Tage-Mission. [83]**

Zuordnung	Art	Umfang
privat	2-Wege-Video- und Audiokommunikation	täglich
medizinisch	2-Wege-Video- und Audiokommunikation	wöchentlich
missionsspezifisch	2-Wege-Audiokommunikation, ggf. 2-Wege-Video, Datenübertragung	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Audio möglichst dauerhaft</li> <li>- Video bei Bedarf</li> <li>- allg. Daten bei Bedarf, Telemetriedaten dauerhaft</li> </ul>

Des Weiteren muss die Signalverzögerung zwischen Astronaut und Bodenkontrolle, die hauptsächlich aufgrund der Distanz zwischen Sende- und Empfangsantenne entsteht, berücksichtigt werden. Die Distanz zwischen Raumfahrzeug und Erde beträgt bei einer NEO-Mission bis zu mehrere Millionen Kilometer. Das Kommunikationssystem muss genügend Übertragungsleistung bereitstellen und eine möglichst kontinuierliche Verbindung zu einer Bodenstation gewährleisten.

Die maximale Distanz des Raumfahrzeuges zur Erde ist vom gewählten Zielasteroiden und der zugehörigen Flugbahn abhängig. Eine grobe Abschätzung der maximalen Distanz ist über die Fluchtgeschwindigkeit des Raumfahrzeuges relativ zur Erde und die Flugzeit zum Asteroiden möglich. Angewendet auf die potenziellen Zielasteroiden (siehe Abbildung 9) ergibt sich daraus ein maximaler Abstand  $r$  von 30,3 Millionen Kilometern. Die maximale Verzögerung beträgt, unter Annahme einer Wellenausbreitung mit der Lichtgeschwindigkeit von 300 000 km/s, 101 Sekunden.

Die Anforderungen an die Datenrate der Kommunikationsverbindung ergeben sich aus der Informationsquelle. Mögliche Quellen sind Sprache, Video und Informationsdaten. Typische Anforderungen der Quellinformation an die Datenrate und weitere Kennzahlen der Kommunikationsverbindung werden in Tabelle 30 aufgeführt.

**Tabelle 30: Typische Anforderungen verschiedener Informationsquellen bezüglich des Kommunikationssystems. [78]**

Quelle	Datenrate	Verzögerung	Verzögerungsschwankung	BER
Sprache (bspw. zw. Astronauten, Raumfahrzeug und EVA-System, Raumfahrzeug und Erde)	niedrig (mehrere 10 kbps)	niedrig (<100 ms)	niedrig (<10 ms)	$10^{-2}$ bis $10^{-3}$
Video (bspw. Unterhaltung, medizinische Konsultationen)	hoch (mehrere 10 Mbps)	mittel (500 bis 1500 ms)	mittel (150 bis 500 ms)	$10^{-5}$ bis $10^{-7}$
Daten (bspw. Nutzlastdaten, Softwareupdates)	variabel (kbps bis Mbps)	variabel (bis zu mehreren Minuten)	variabel (bis zu mehreren Sekunden)	$10^{-5}$ bis $10^{-7}$ (und höher)

**Linkbudget**

Anhand der vorgegebenen Anforderungen soll das Linkbudget für den Downlink eines Videodatenstroms mit mindestens 10 Mbps erstellt werden und daraus eine Dimensionierung, sowie anschließend eine Auswahl der benötigten Kommunikationshardware abgeleitet werden.

**Tabelle 31: Eingabewerte für das Linkbudget zur Dimensionierung der notwendigen Kommunikationshardware.**

Parameter	Formelzeichen	Wert	Begründung/Referenz
Trägerfrequenz	$f$	8 GHz	niedrige Atmosphärendämpfung bei hoher Datenrate möglich
maximale Übertragungsdistanz	$r$	$3,03 \cdot 10^7$ km	Maximum NEO Mission
Regenverluste	$L_r$	2 dB	[78]
Atmosphärendurchgangsverluste	$L_{at}$	0,5 dB	[78]
Antennenausrichtungsverluste	$L_p$	0,5 dB	[78]
Modulation	-	BPSK	niedrige Anforderung an das Verhältnis der Energie pro Bit zur Rauschleistungsdichte ( $E_b/N_0$ )
Codierung	-	keine	[78]

**Tabelle 32: Anforderungen an das Kommunikationssystem.**

Parameter	Formelzeichen	Wert	Begründung/Referenz
Bitfehlerrate	BER	$10^{-5}$	Mindestanforderung für Video- und Datenübertragung
Signal-zu-Rauschleistungs-Verhältnis	$SNR_{erf}$	9,6 dB	Minimum für gegebene BER bei BPSK Modulation [78]

Parameter	Formelzeichen	Wert	Begründung/Referenz
Energie-pro-Bit-zu-Rauschleistungsverhältnis	$\left(\frac{E_b}{N_0}\right)_{\text{erf}}$	9,6 dB	ist gleich dem SNR
Linkmargin	M	2 dB	[78]
Datenrate	$R_d$	min 10 Mbps = 70 dBbps	komprimierter Videostream
Empfangsantennendurchmesser (Bodenstation)	D	30 m	große Bodenstationsantenne verfügbar für Videodownlink

Die Annahmen für die Berechnung sind in Tabelle 31 und Tabelle 32 aufgeführt. Als Modulationsverfahren wird das BPSK (Binary Phase-Shift Keying) verwendet, da es einfach umsetzbar ist und die Hardwarekomponenten vielfältig verfügbar sind [78]. Auf ein Codierungsverfahren wird zunächst verzichtet.

Unter Zuhilfenahme von Gleichung (4.4) [78, p. 885] kann aus dem maximalen Abstand  $r$  zwischen Sender und Empfänger, sowie der Frequenz  $f$ , der Freiraumverlust  $L_{fs}$  für die Signalübertragung bestimmt werden.

$$L_{fs}[\text{dB}] = 92,45 + 20 \cdot \log(f[\text{GHz}]) + 20 \cdot \log(r[\text{km}]) \quad (4.4)$$

Der Gewinn der Bodenstationsantenne  $G_{Rx}$  wird mit Gleichung (4.5) [78, p. 898] aus der Antenneneffektivität  $\eta$  (für Parabolantennen typischerweise 55 %), der Frequenz  $f$  und dem Aperturdurchmesser  $D$  bestimmt.

$$G_{Rx}[\text{dB}] = 20,4 + 10 \cdot \log(\eta) + 20 \cdot \log(f[\text{GHz}]) + 20 \cdot \log(D[\text{m}]) \quad (4.5)$$

Das verfügbare Signal-zu-Rauschleistungsverhältnis  $\text{SNR}_{\text{verf}}$  und dementsprechend auch das Verhältnis  $(E_b/N_0)_{\text{verf}}$  werden aus dem geforderten Wert (Index „erf“), zuzüglich der Linkmargin  $M$ , bestimmt (Gleichung (4.6) und (4.7) [78, p. 896]). Bei der digitalen Datenübertragung wird als Formelzeichen das Verhältnis  $E_b/N_0$ , auch Störabstand genannt, verwendet, bei analogen Signalen wird das Signal-zu-Rauschleistungsverhältnis definiert.

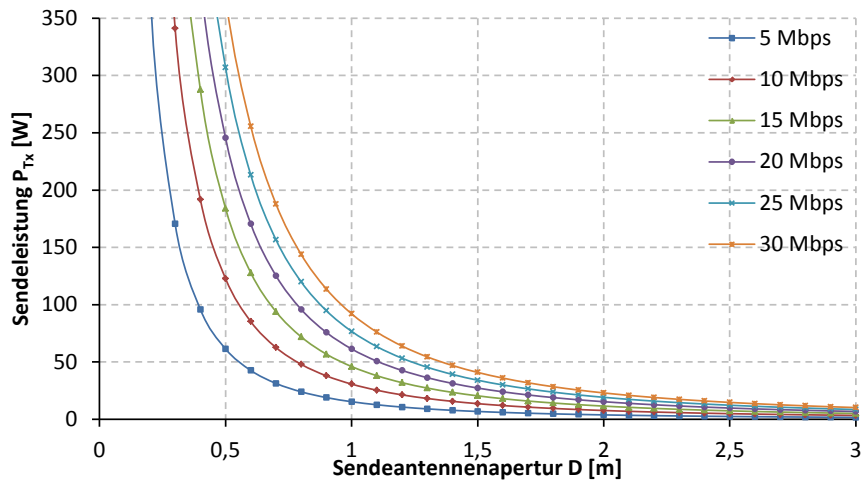
$$\text{SNR}_{\text{verf}}[\text{dB}] = \text{SNR}_{\text{erf}}[\text{dB}] + M[\text{dB}] \quad (4.6)$$

$$\left(\frac{E_b}{N_0}\right)_{\text{verf}} [\text{dB}] = \left(\frac{E_b}{N_0}\right)_{\text{erf}} [\text{dB}] + M[\text{dB}] \quad (4.7)$$

Die Empfängergüte  $G/T$  wird aus dem Antennengewinn der Empfangsantenne der Bodenstation  $G_{Rx}$  und der Systemrauschtemperatur der Empfangsstation  $T_{Rx}$  ermittelt (Gleichung (4.8) [78, p. 899]). Für die Empfangsstation wird eine Systemrauschtemperatur von 150 K (21,8 dBK) [78] angenommen.

$$G/T \left[ \frac{\text{dB}}{\text{K}} \right] = G_{Rx}[\text{dB}] - T_{Rx}[\text{dBK}] \quad (4.8)$$

Die effektive Abstrahlungsleistung der Sendeantenne, verglichen mit einem isotropen Strahler (effective isotropic radiated Power – EIRP) (Gleichung (4.9) [78, p. 899]), ergibt sich aus dem Antennengewinn der Sendeantenne  $G_{Tx}$  und der Transmitterleistung  $P_{Tx}$ .



**Abbildung 17: Erforderliche Sendeleistung zur Übertragung eines Videodatenstromes (Datenrate 10 bis 30 Mbps) in Abhängigkeit vom Aperturdurchmesser der Sendeantenne.**

$$\text{EIRP}[\text{dBW}] = 10 \cdot \log(P_{\text{Tx}}[\text{W}]) + G_{\text{Tx}}[\text{dB}] \quad (4.9)$$

Mit der Boltzmann-Konstante  $k = -228,6 \text{ [dB/WHz]}$  kann die erforderliche Transmitterleistung  $P_{\text{Tx}}$  in Abhängigkeit vom Sendeantennengewinn  $G_{\text{Tx}}$  für die Videokommunikation vom NEO-Raumfahrzeug zum Boden bestimmt werden.

$$P_{\text{Tx}}[\text{dBW}] = \left( \frac{E_b}{N_0} \right)_{\text{verf}} - G/T - G_{\text{Tx}} + L_{\text{fs}} + L_{\text{r}} + L_{\text{at}} + L_{\text{p}} + k + R_{\text{D}}[\text{dBbps}] \quad (4.10)$$

Aus den getroffenen Annahmen folgt damit

$$P_{\text{Tx}}[\text{dBW}] = 50,73[\text{dB}] - G_{\text{Tx}}[\text{dB}]. \quad (4.11)$$

Mit Gleichung (4.5), angewendet auf den Antennengewinn des Transmitters  $G_{\text{Tx}}$ , und durch die Umrechnung von dBW in W kann der Zusammenhang zwischen der Sendeleistung und dem Aperturdurchmesser der Sendeantenne dargestellt werden. In Abbildung 17 ist die Abhängigkeit der beiden Größen für unterschiedliche Datenraten in einem Diagramm aufgetragen. Hierbei zeigt sich, dass ein kleiner Antennendurchmesser bei gleichzeitig moderaten Sendeleistungen nur schwer realisierbar ist. Für einen Antennendurchmesser von einem Meter ist für einen 30 Mbps Datenstrom eine Sendeleistung von maximal 100 W erforderlich. Die Übertragung desselben Datenstroms mit einer 0,6 m-Parabolantenne erfordert bereits 255 W Sendeleistung. Für das Design der Kapsel ist eine kleinere Antennenapertur wünschenswert.

Die Massen von Antenne und Transceiver werden auf Basis von terrestrischen Kommunikationskomponenten abgeschätzt. Es wird angenommen, dass die Hardware für den Weltraum zwar höheren Anforderungen genügen muss und dadurch eventuell schwerer werden kann, jedoch auch Masseinsparungen durch Designoptimierungen möglich sind. Die Kombination dieser Anforderungen wird zu einer ähnlichen Masse der Weltraum-Hardware im Vergleich zur terrestrischen Hardware führen.

**Tabelle 33: Hardware für das Kommunikationssystem der Raumkapsel mit spezifischen Eigenschaften.**

Komponente/System	Menge	Gesamtmasse	Energiebedarf	Referenz
150 W Transceiver	2	50 kg	1100 W (peak) 220 W (@ 30 W)	[101] Annahme
0,7 m Parabolantenne	1	8 kg	-	[102]
Antennennachführung	1	15 kg	30 W	Annahme
Kabel und Stecker	-	15 kg	-	Annahme
weitere Komponenten	-	15 kg	50 W	Annahme
<b>Gesamtssystem</b>		<b>103 kg</b>	<b>1180 W (Spitze)</b> <b>300 W (nominal)</b>	

Als Richtlinie für das Design wird ein direkt gespeister Parabolreflektor mit einem Aperturdurchmesser von 0,7 m gewählt. Ein 150 W-Transceiver ermöglicht, mit den bisher getroffenen Annahmen, eine maximale Datenrate von circa 25 Mbps. Zur Nachführung der Antenne wird ein elektrischer, um 2 Achsen drehbarer Rotor installiert. Das Gesamtsystem hat damit eine Masse von 104 kg und benötigt unter Volllast 1180 W elektrische Leistung. Der Nominalbetrieb mit weniger Sendeleistung bedarf weniger Eingangsleistung. Bei einer angenommenen Datenrate von 5 Mbps im Nominalbetrieb und unter Verwendung der oben getroffenen Annahmen genügt dafür eine Sendeleistung von circa 30 W, was einem Fünftel der Maximalleistung entspricht. Es wird angenommen, dass die elektrische Eingangsleistung des Transceivers im Nominalbetrieb ebenfalls ein Fünftel, also 220 W beträgt. Das Kommunikationssystem benötigt dabei folglich nur 300 W.

### Kommando- und Datenverarbeitung

Das Kommando- und Datenverarbeitungssystem (Command and Data Handling Subsystem – C&DH) ist direkt mit dem Kommunikationssystem sowie dem Lage- und Bahnregelungssystem verknüpft. Häufig wird daher auch die Bezeichnung C<sup>3</sup> verwendet: Command, Control und Communications.

Das C&DH besitzt Schnittstellen zu allen anderen Subsystemen. Es verarbeitet die Zustandsinformationen dieser Systeme, verteilt die Daten ggf. innerhalb des Raumfahrzeuges und sorgt für die Übermittlung von Telemetriedaten an die Bodenstation. Vom Boden aus können umgekehrt auch Telekommandos an das Raumfahrzeug übermittelt werden. Das C&DH verarbeitet diese Kommandos und leitet sie entsprechend an das jeweilige Subsystem weiter.

Zur Auslegung des C&DH bedarf es in der hier betrachteten Vorentwurfsphase nur einiger weniger Komponenten. Es wird davon ausgegangen, dass die Schnittstellen und Messdatenaufnehmer bereits in den verknüpften Subsystemen vorhanden sind. Über Datenleitungen werden die Informationen an den Computer des C&DH weitergeleitet. Ein angebundener Speicher dient der Pufferung von Daten, falls die Übertragungskapazität zur Bodenstation nicht ausreicht, um alle anfallenden Informationen zu versenden. Das C&DH muss daher auch für eine Priorisierung bei der Bearbeitung der gesammelten Daten und auch der empfangenen Telekommandos sorgen. Aufgrund der großen Bedeutung dieses Subsystems für den Betrieb und die Sicherheit des Raumfahrzeuges wird der bereits in sich redundant ausgelegte Hauptcomputer [103] zweimal eingebaut. Der Massenspeicher besitzt eine interne Fehlerkorrektur und ist strahlungsgehärtet. Auf eine redundante Auslegung wird hier verzichtet. Notfalls kann auch der Speicher im Hauptcomputer einen Teil der Aufgaben des Massenspeichers übernehmen.

**Tabelle 34: Komponenten für das Kommando- und Datenverarbeitungssystem**

Komponente/System	Menge	Gesamtmasse	Energiebedarf	Referenz
Massenspeicher (SD-RAM)	1	17 kg	60 W	[104]
Computer	2	28 kg	70 W	[103]
Kabel und Stecker	-	5 kg	-	Annahme
<b>Gesamtsystem</b>		<b>50 kg</b>	<b>130 W</b>	

#### 4.3.5 Antriebs-, Lage- und Bahnregelungssystem

Im Rahmen von NEO Missionen bedarf es, nach den in Abschnitt 3 durchgeführten Analysen, mehrerer Bahnmanöver, um den Asteroiden zu erreichen und anschließend zur Erde zurückzukehren. Diese Hauptmanöver sollen mit gesonderten Antriebsstufen ausgeführt werden und nicht in das Design des Antriebssystems der Kapsel einfließen.

Das in die Kapsel integrierte Antriebssystem (Attitude and Orbit Control System – AOCS) ist ausschließlich für die Lageregelung und Nahbereichsoperationen am Asteroiden zuständig. Es dient dem Ausgleich äußerer und innerer Störkräfte und der aktiven Orientierung des Raumfahrzeuges. Von außen wirken beispielsweise der solare Strahlungsdruck oder Gravitationskräfte, im Inneren stellen die Astronauten die Hauptstörsquelle dar. Eine aktive Lageänderung ist bspw. beim Operieren in der Nähe des Asteroiden oder bei Andockmanövern zwischen Raumfahrzeugen notwendig. Die Lageregelung soll in allen drei Raumachsen erfolgen können.

Zur Erfassung der Störungen und zur Lagebestimmung benötigt die Kapsel verschiedene Sensoren, welche die Lage im Inertialsystem ermitteln. Für interplanetare Missionen können hierfür Sonnensensoren, Sternensensoren und Inertialnavigationssysteme (Inertial Measurement Units – IMUs) eingesetzt werden. In der Praxis kommt meist eine Kombination aus allen drei Systemen zum Einsatz, um verschiedene Umgebungssituationen abzudecken und Redundanz zu gewährleisten.

**Tabelle 35: Typische Massen und Energiebedarf verschiedener Lagesensoren für das AOCS der Raumkapsel. [68] [71]**

Sensortyp	Masse	Energiebedarf	Vor- & Nachteile
Inertial Measurement Unit	3...25 kg	10...200 W	+ sehr genaue Lagebestimmung - hohe Kosten, Energiebedarf und Masse
Sonnensensoren	0,5...2 kg	0...3 W	+ zuverlässig, genau, geringer Energieverbrauch - freier Blick zur Sonne erforderlich
Sternensensoren	3...7 kg	5...20 W	+ zuverlässig, genau, geringer Energieverbrauch - freier Blick zu Sternen erforderlich



Die Lagesensoren geben, vereinfacht dargestellt, die gewonnenen Informationen an einen Flugkontrollcomputer weiter, welcher anhand der vordefinierten Ausrichtung die Abweichungen ermittelt und Aktuatoren zur Einhaltung oder Änderung der Lage ansteuert.

Die Aktuatorenauswahl richtet sich primär nach der erforderlichen Ausrichtungsgenauigkeit, der maximal erforderlichen Manövriergeschwindigkeit und dem Bereich, in welchem die Lagegenauigkeit gewährleistet werden muss. Für die bemannte NEO Mission sind alle drei Anforderungen noch nicht hinreichend genau bekannt, um detaillierte Systemvergleiche durchführen zu können. Allerdings bestimmen einige wesentliche Faktoren bereits die Mindestanforderungen an das AOCS. Insbesondere ist hier die Manövrierfähigkeit in der Nähe des Asteroiden, bei der Durchführung von Außenboreinsätzen, zu nennen. Das ungleichförmige Gravitationsfeld eines Asteroiden stellt eine stark variable, äußere Störung dar und die Aktivitäten durch Außenboreinsätze führen zu weiteren inneren und äußeren Störkräften. Zudem muss für die Ausführung der Nahbereichsoperationen, während des Aufenthalts am NEO, ein System für die Bewegung um alle drei rotatorischen und translatorischen Freiheitsgrade zur Verfügung stehen. Mögliche Aktuatoren sind in Tabelle 36 aufgeführt.

**Tabelle 36: Wesentliche Eigenschaften und Bewertung möglicher Aktuatorssysteme für eine bemannte Raumkapsel. [68] [71]**

Aktuatorsystem	Eigenschaften	Systembewertung (Vor- & Nachteile)
Kaltgasschubdüsen	Schub bis 50 N $I_{sp}$ : 60 ( $N_2$ ), 250 ( $H_2$ )	+ geringe Komplexität + hohe Zuverlässigkeit + ausgezeichnete Pulseigenschaften + keine Beeinträchtigung von Solargeneratoren und Thermalkontrollflächen - geringer spezifischer Impuls - geringer Gesamtimpuls - hohe Tank- und Gesamtsystemmassen
Heißgasschubdüsen		
- Einstoffsystem	Schub: <5 N $I_{sp}$ : 140...235 s Treibstoffe: $H_2O_2$ , $N_2H_4$	+ hohe Zuverlässigkeit + vergleichsweise einfaches System + langzeit-raumlagerfähige Treibstoffe + sehr gute Pulseigenschaften, gute Minimalimpulseigenschaften - niederenergetisch
- Zweistoffsystem	Schub: 5...12000 N $I_{sp}$ : 305...310 s Treibstoffe: $N_2O_4$ & MMH, $N_2H_4$ & UDMH	+ hohe Zuverlässigkeit + langzeit-raumlagerfähige Treibstoffe + gute Pulseigenschaften, mäßige Minimalimpulseigenschaften ± mittelergetisch - vergleichsweise komplexes System
Reaktionsräder/Drallräder	- Drehmoment: 0,01...1 Nm - Masse: 2...20 kg - Energiebedarf: 10...110 W	+ einfaches System - mindestens drei Räder für eine Dreiachsregelung erforderlich - benötigen ein zusätzliches, drallerzeugendes System zur Entladung (bspw. Schubdüsen)

Aktuatorsystem	Eigenschaften	Systembewertung (Vor- & Nachteile)
Kontrollmomentengyroskope (CMGs)	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Drehmoment: 25...500 Nm</li> <li>- Masse: &gt;10 kg</li> <li>- Energiebedarf: 90...150 W</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>+ hohe Drehmomente</li> <li>+ einfaches System bzgl. äußerer Schnittstellen; innen sehr komplexer Aufbau</li> <li>- hohe Masse</li> <li>- hohe Kosten</li> <li>- benötigen ein zusätzliches, drallerzeugendes System zur Entladung (bspw. Schubdüsen)</li> </ul>

Anhand der Identifikation der ungünstigsten Störeinflüsse und Operationsszenarien ist ein System mit hoher Agilität und möglichst hohen Stellkräften für alle sechs Freiheitsgrade erforderlich. Weiterhin sollte das AOCS eine möglichst hohe Stabilität des Raumfahrzeuges gewährleisten, also möglichst träge auf äußere Störeinflüsse reagieren.

Aufgrund der notwendigen Manövrierfähigkeit für die Nahbereichsoperationen am NEO und das Docking wird ein Schubdüsensystem als Hauptantriebssystem für die Lageänderung vorgesehen. Insbesondere die Fähigkeit der translatorischen Lageänderung macht dieses System unverzichtbar. Ein Zweistoffsystem ist trotz höherer Komplexität zu bevorzugen, da die Tankmassen und damit die Gesamtsystemmasse in Kombination mit einem hohen spezifischen Impuls der Triebwerke zu einem hohen massespezifischen Antriebsbedarf führen. Die Treibstoffmenge soll anhand eines angenommenen Antriebsbedarfs von 150 m/s abgeschätzt werden. Für den Betrieb des Systems ist neben dem Brennstoff und dem Oxidator noch zusätzlich ein Bedruckungssystem mit Helium erforderlich.

Drall und Reaktionsräder erzeugen aufgrund der hohen Rotationsraten der Schwungmasse eine Geräuschkulisse, welche für ein bemanntes Raumfahrzeug mit der Größe einer Kapsel als störend empfunden werden kann. Es werden mindestens drei Räder für die Lageregelung und zusätzliche Räder als Redundanzsysteme benötigt. Kontrollmomentengyroskope können für eine hohe Agilität sorgen, sind in der benötigten Drehmomentklasse (mehrere hundert Nm) jedoch vergleichsweise schwer.

Die Gesamtsystemmasse des AOCS kann durch die Aufsummierung der bekannten Einzelkomponenten abgeschätzt werden. Für die Lagebestimmung wird angenommen, dass zwei IMUs (1 redundant), sechs 2-Achsen-Sonnensensoren (für Redundanz und Abdeckung) und zwei Sternensensoren (für Redundanz und Abdeckung) benötigt werden. Ein ebenfalls redundanter Avionikcomputer verarbeitet die Regelungsdaten und gibt Steuerimpulse an die Systeme zur Lageänderung. Zur Vereinfachung wird angenommen, dass auch redundante Systeme permanent aktiv sind und die nominale Versorgungsenergie benötigen.

Die Treibstoffmasse für das Schubdüsensystem ergibt sich aus dem Antriebsbedarf und dem spezifischen Impuls der Triebwerke. Da die Treibstoffmasse gemäß der Ziolkowsky Raketengleichung mit der Raumfahrzeugmasse korreliert, kann die endgültige Systemmasse erst anhand des Gesamtentwurfes der Raumkapsel bestimmt werden. In der Auflistung für das AOCS werden daher nur die Schubdüsen, Treibstoffleitungen und Kleinteile für das Gesamtantriebssystem berücksichtigt.

**Tabelle 37: Einzelkomponenten und Massen des AOCS für eine Raumkapsel.**

Komponente/System	Menge	Gesamtmasse	Energiebedarf	Referenz
IMU (Astrix 120)	2	12 kg	12 W	[105]
2-Achsen-Sonnensensor	6	vernachlässigbar	vernachlässigbar	[106]
Sternensensor	4	20 kg	60 W	vgl. Tabelle 35
Kabel und Stecker	-	10 kg	-	Annahme
Avionikcomputer	2	30 kg	150 W	Annahme
Schubdüsen inkl. Ventile	12	36 kg	180 W	Annahme
Leitungen und Kleinteile	-	25 kg	-	Annahme
<b>Gesamtsystem</b>		<b>133 kg</b>	<b>402 W</b>	

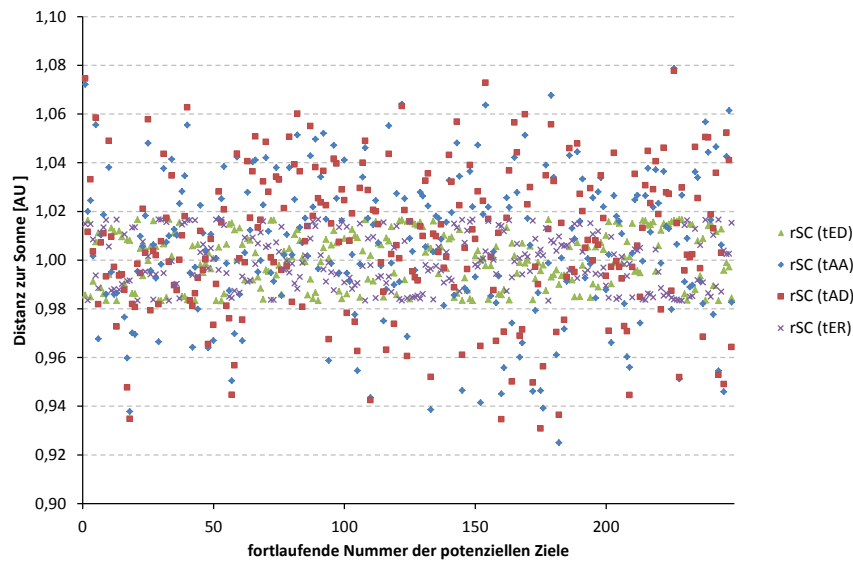
#### 4.3.6 Energieversorgungssystem

Das Energieversorgungssystem (Electrical Power System – EPS) dient zur Versorgung aller anderen Raumfahrzeugs subsysteme mit elektrischer Energie. Für einige dieser Systeme konnten bei der Abschätzung bereits grobe Angaben über den Energiebedarf gemacht werden. Zur Auslegung des EPS soll hingegen eine andere Annahme für den Gesamtenergiebedarf getroffen werden. Mit Hilfe von Gleichung (4.12) [78, p. 413] wird die durchschnittlich benötigte elektrische Energie in Abhängigkeit von der Besatzungsgröße ermittelt. Mit Gleichung (4.13) (vgl. [78, p. 413]) wird die Spitzenlast abgeschätzt, wobei der in der Quelle verwendete Wert für die Spitzenlast etwas zu hoch erscheint. Zum Durchschnittsbedarf werden demnach nur 50 % hinzuaddiert und nicht, wie in der Quelle angegeben, 75 %.

$$P_{\text{avg}} = 1000\text{W} + 500\text{W} \cdot \text{Anzahl der Besatzungsmitglieder} \quad (4.12)$$

$$P_{\text{peak}} = P_{\text{avg}} * 1,5 \quad (4.13)$$

Der Betriebszeitanteil  $\sigma_t$  gibt an, zu wie viel Prozent der Zeit innerhalb eines betrachteten Zeitraums die Durchschnitts- bzw. Maximalleistung benötigt wird. Es wird angenommen, dass die Maximalleistung mit steigender Besatzungsgröße häufiger bzw. über einen längeren Zeitraum abgefragt wird. Da in der Maximalleistung bereits die Durchschnittsleistung enthalten ist, sinkt der Betriebszeitanteil für die Durchschnittsleistung entsprechend.



**Abbildung 18: Distanz des NEO-Raumfahrzeuges zur Sonne innerhalb der verschiedenen Missionsphasen, aufgetragen für alle in Abschnitt 3.3.1 ermittelten Asteroiden.**

Für die Dimensionierung des EPS sind neben dem Energiebedarf des Raumfahrzeuges insbesondere der maximale Abstand zur Sonne und die längsten Schattenphasen zu betrachten. Der Abstand zur Sonne ist in Abbildung 18 für alle in Abschnitt 3.3.1 ermittelten Asteroiden aufgetragen. Die einzelnen Markierungen geben die Distanz zur Sonne während der verschiedenen Missionsphasen an, wobei das Maximum circa 1,08 AU beträgt.

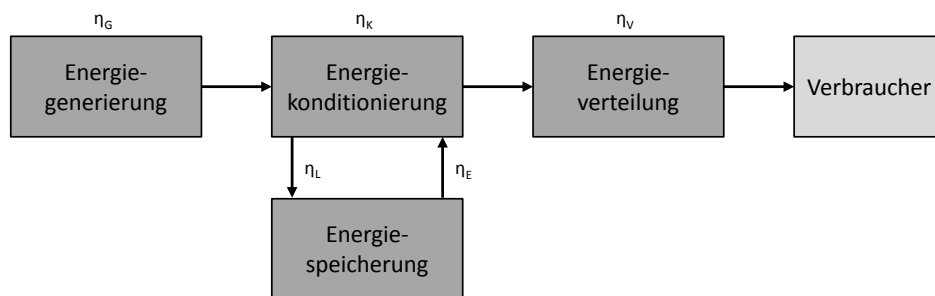
Während des Aufenthaltes am Zielasteroiden soll das Raumfahrzeug ausschließlich auf der Tagseite des Asteroiden operieren und wird somit permanent von der Sonne bestrahlt. Der Auslegungsfall für den Energiespeicher richtet sich folglich nach dem Aufenthalt im LEO. Dabei beträgt die maximale Schattenzeit circa 35 min, bei einer Gesamtumlaufzeit pro Orbit von 90 min. Es wird angenommen, dass sowohl in der Schattenphase, als auch in der Sonnenphase die Betriebszeitanteile gleichmäßig verteilt sind.

Aus der Dauer der einzelnen Phasen und dem Leistungsbedarf wird die erforderliche Energiemenge in der Schattenphase  $E_{\text{ecl}}$ , sowie die erforderliche Energie in der Sonnenphase  $E_{\text{sun}}$  bestimmt.

$$E_{\text{ecl/sun}} = \{\sigma_t(P_{\text{avg}}) \cdot P_{\text{avg}} + \sigma_t(P_{\text{peak}}) \cdot P_{\text{peak}}\} \cdot t_{\text{ecl/sun}} \quad (4.14)$$

**Tabelle 38: Abschätzung der benötigten Energie für die Raumkapsel in Abhängigkeit von der Besatzungsgröße sowie der Anteil des Leistungsbedarfs an der Betriebszeit.**

BM	$P_{\text{avg}}$	$P_{\text{peak}}$	$\sigma_t(P_{\text{avg}})$	$\sigma_t(P_{\text{peak}})$	$E_{\text{ecl}}$	$E_{\text{sun}}$
2	2000 W	3000 W	95 %	5 %	1167 Wh	1879 Wh
3	2500 W	3750 W	90 %	10 %	1458 Wh	2406 Wh
4	3000 W	4500 W	85 %	15 %	1750 Wh	2956 Wh



**Abbildung 19: Blockschaltbild des Energiesystems mit den zugehörigen Verlusten in den einzelnen Blöcken. [84]**

Das Energiesystem, welches für die Bereitstellung der berechneten Energiemengen benötigt wird, besteht in seinen Grundelementen aus der Energiegenerierung, der Energiekonditionierung, der Energiespeicherung und der Energieverteilung, dargestellt in Abbildung 19. Jedes Element ist mit Verlusten behaftet, welche die von der primären Energiequelle zur Verfügung gestellte Leistung mindert. Beim Verbraucher kommt daher nur ein geringer Teil der Eingangsleistung an. Als primäre Energiequelle für die Raumkapsel soll die Sonne mit einer Energiedichte von  $1368 \text{ W/m}^2$  (bei 1 AU Abstand zur Sonne) dienen. Die Generierung elektrischer Energie erfolgt mithilfe fotovoltaischer Wandler. Die Wirkungsgrade aller Elemente des Energiesystems sind in Tabelle 39 aufgeführt.

**Tabelle 39: Typische Wirkungsgrade für die Einzelblöcke des Energiesystems eines Raumfahrzeuges (siehe Abbildung 19).**

Wirkungsgrad bei	Formelzeichen	Wert	Anmerkungen/Referenz
Energiegenerierung	$\eta_G$	22,5 %	30 % GaAs Zellen [107] mit 75 % des Laborwirkungsgrades [78]
Energiekonditionierung	$\eta_K$	80 %	[108]
Laden des Akkumulators	$\eta_L$	80 %	[108]
Entladen des Akkumulators	$\eta_E$	90 %	[108]
Energieverteilung	$\eta_V$	95 %	[108]

In der Schattenphase werden die Verbraucher ausschließlich aus dem Energiespeicher versorgt. Hierfür eignen sich sehr gut Lithium-Ionen (kurz Li-Ion) Akkumulatoren, die aufgrund ihrer hohen Energiedichte für geringe Systemmassen bei gleichzeitig hoher Speicherkapazität sorgen. Ein Nachteil dieser Sekundärbatterien ist, dass nur ein gewisser Prozentsatz der gespeicherten Energie genutzt werden kann, da es ansonsten zu einer Degradierung der Akkuleistung kommt. Die sogenannte Entladungstiefe (Depth-of-Discharge – DoD) gibt an, wie viel Prozent der Gesamtkapazität genutzt werden kann. Der hier verwendete Li-Ion-Speicher besitzt eine Leistungsdichte von  $125 \text{ W/kg}$  und erlaubt eine DoD von 60 % [68]. Die Gesamtkapazität des Speichers  $E_{Sp}$  muss also um 40 % größer sein, als die Energiemenge, die dem Speicher entnommen werden soll.

$$E_{Sp} = \frac{E_{ecl}}{\eta_E \cdot \eta_K \cdot \eta_V \cdot \text{DoD}} \quad (4.15)$$

Die zur Generierung benötigte Energiemenge  $E_{EG}$  in der Sonnenphase ergibt sich aus der von den Verbrauchern benötigten Energie in Sonnen- und Schattenphase, unter Berücksichtigung aller Verluste (Gleichung (4.16)). Es wird angenommen, dass alle Verbraucher in der Sonnenphase direkt versorgt werden und dafür keine Lade- und Entladewirkungsgrade zu berücksichtigen sind. Aus der zu generierenden Energie resultiert, unter Berücksichtigung des Generierungswirkungsgrades  $\eta_G$  und der Solarkonstante  $q_{sun}$ , die benötigte Solarzellenfläche  $A_{SZ}$  (Gleichung (4.17)). Bei der Solarzellenfläche ist zu berücksichtigen, dass es durch Degradationseffekte zu einer Minderung der Ausgangsleistung kommt. Je nach Länge der Mission reduziert sich die Leistung zwischen Beginn (Begin of Life – BOL) und Ende (End of Life – EOL) der Mission um bis zu 30 %. Da der Missionszeitraum im betrachteten Fall nur 180 Tage beträgt, wird eine Degradation von 5 % einkalkuliert.

$$E_{EG} = \frac{E_{ecl}}{(\eta_K \cdot \eta_L \cdot \eta_E \cdot \eta_K \cdot \eta_V)} + \frac{E_{sun}}{(\eta_K \cdot \eta_V)} \quad (4.16)$$

$$A_{SZ} = \frac{E_{EG}}{t_{sun} \cdot \eta_G \cdot q_{sun}} \cdot \frac{1}{0,95} \quad (4.17)$$

Die verwendeten GaAs-Trippl-Junction-Solarzellen haben jeweils eine Fläche von 30,18 cm<sup>2</sup>. Aus der Gesamtzellenfläche ergibt sich damit die Anzahl der Elemente.

**Tabelle 40: Energiemenge, welche von den Solargeneratoren in der Sonnenphase bereitgestellt werden muss, Energiespeicherkapazität/-masse, Solarzellenfläche, Gesamtanzahl der Zellen und Zellen je Solaranlage.**

BM	$E_{Sp}$	$m_{Sp}$	$E_{EG}$	$A_{SZ}$	Anzahl Einzelzellen	Zellen je Anlage
2	2843 Wh	<b>22,7 kg</b>	5139 Wh	19,172 m <sup>2</sup>	6352	3176
3	3554 Wh	<b>28,4 kg</b>	6497 Wh	24,239 m <sup>2</sup>	8032	4016
4	4265 Wh	<b>34,1 kg</b>	7887 Wh	29,424 m <sup>2</sup>	9751	4876

Es wird davon ausgegangen, dass am Raumfahrzeug zwei identische Solaranlagen angebracht werden. Sie sollen gegenüberliegend an der Raumkapselstruktur befestigt und permanent zur Sonne ausgerichtet werden ( $\alpha$ - und  $\beta$ -Nachführung). Jede der beiden Anlagen besteht aus mehreren Segmenten, welche in Form einer Ziehharmonika ausgeklappt werden. Als Träger für die Solarzellen werden gleich große, rechteckige Platten verwendet. Die Anzahl der Zellen pro Platte und die Aufteilung in Reihen und Spalten werden so gewählt, dass eine optimale Ausnutzung der Fläche entsteht. Jede Solarzelle ist 0,08 m hoch und 0,04 m breit. Für die Kontaktierung der Zellen werden zu jeder Seite einer Einzelzelle 5 mm hinzuaddiert.

**Tabelle 41: Dimensionierung der Solaranlagen nach dem Ziehharmonika-Prinzip.**

BM	Anzahl Segmente	Reihen	Spalten	Segmenthöhe	Segmentbreite	Auslegerlänge	$m_{SA}$
2	8	20	20	1,7 m	0,9 m	7,2 m	<b>125 kg</b>
3	8	21	24	1,785 m	1,08 m	8,64 m	<b>158 kg</b>
4	8	22	28	1,87 m	1,26 m	10,08 m	<b>192 kg</b>

Die Gesamtmasse der Anlagen ergibt sich aus der reinen Zellenmasse (13,2%), der Strukturmasse (19,6%), der Masse für die Thermalkontrolle der Solaranlage (19,6%), der Masse des elektrischen Equipments (16,6%), der Masse des Nachführmechanismus (14,5%) sowie der Masse für sonstige Komponenten (16,5%) [78].

Die Masse für die Regelungskomponenten  $m_{\text{Reg}}$  des Energieversorgungssystems wird mit 11,4 kg/kW abgeschätzt. Bemessungsgrundlage ist hierfür die Spitzenleistung ohne Berücksichtigung der Betriebszeitanteile. [78] [68] Die Gesamtmasse des Energieversorgungssystems ist in Tabelle 42 aufgeführt.

**Tabelle 42: Gesamtmasse des Energieversorgungssystems für eine bemannte Raumkapsel.**

BM	$m_{\text{SA}}$	$m_{\text{Sp}}$	$m_{\text{Reg}}$	$m_{\text{EPS}}$
2	125 kg	22 kg	34 kg	<b>182 kg</b>
3	158 kg	28 kg	43 kg	<b>229 kg</b>
4	192 kg	34 kg	51 kg	<b>277 kg</b>

Die Auslegung des Systems ist bisher ausschließlich für die Umgebungsbedingungen im LEO erfolgt. Zuletzt soll deshalb noch geprüft werden, ob durch direkte Umwandlung der elektrischen Leistung in einem Abstand von 1,08 AU von der Sonne, genügend Leistung für die Verbraucher zur Verfügung steht. Die verfügbare Leistung der Sonne nimmt quadratisch mit dem Abstand  $r$  ab. Die Gesamtfläche der Solaranlage wird aus den Werten in Tabelle 41 bestimmt. Verluste entstehen bei der Generierung, Konditionierung und Verteilung. Außerdem muss die Degradation von 5% berücksichtigt werden.

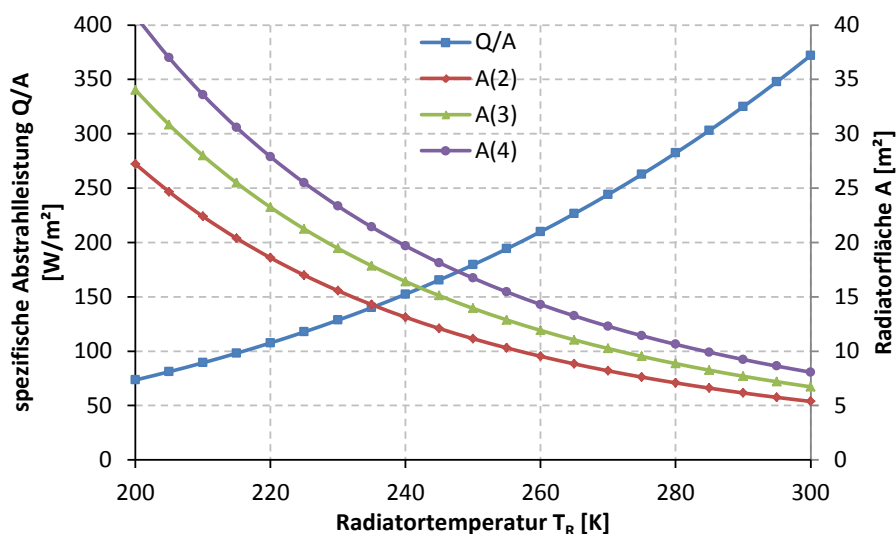
$$P_{\text{SA}}(r = 1,08 \text{ AU}) = A_{\text{SA}}[\text{m}^2] \cdot \frac{1368 \text{ W/m}^2}{r^2[\text{AU}]} \cdot \eta_{\text{G}} \cdot \eta_{\text{K}} \cdot \eta_{\text{V}} \cdot 0,95 \quad (4.18)$$

Gemäß Gleichung (4.18) stehen am Asteroiden noch 3680 W (+22,7%) für eine Besatzung von zwei Astronauten, 4636 W (+23,6%) für drei Astronauten und 5667 W (+25,9%) für vier Astronauten zur Verfügung. Die in Tabelle 38 geforderten Spitzenleistungen werden damit erreicht und die Solaranlagengröße erfüllt die Anforderungen für die möglichen Asteroidenmissionen.

#### 4.3.7 Thermalkontrollsystem

Das Thermalkontrollsystem (Thermal Control System – TCS) sorgt dafür, dass für alle Komponenten im Raumfahrzeug die vorgeschriebenen Betriebstemperaturbereiche bereitgestellt und nicht über- oder unterschritten werden. In einem bemannten Raumfahrzeug gilt dies insbesondere für die Astronauten. Es wird angenommen, dass die Anforderungen an den Thermalhaushalt einer bemannten Raumkapsel ein aktives Thermalsystem erfordern.

Auf eine Detailauslegung des Thermalkontrollsystems soll im Folgenden verzichtet werden, da hierfür die Erstellung eines Thermalmodells notwendig ist. Stattdessen wird eine parametrische Methode angewendet, welche die verbrauchte elektrische Leistung als thermische Last für das Thermalkontrollsystem verwendet. Begründet wird die Annahme damit, dass der größte Teil der elektrischen Leistung von den Subsystemen als Wärme wieder abgegeben wird. Zusätzlich geben die Astronauten jeweils circa 130 W thermische Leistung ab. Für eine Vorauslegung kann somit die elektrische Leis-



**Abbildung 20:** Spezifische Abstrahlleistung eines Radiators (siehe Formel (4.19)) in Abhängigkeit von der Radiatortemperatur bei einer Hintergrundtemperatur von 3 K. Auf der Sekundärachse ist die entsprechende Radiatorfläche für ein Raumfahrzeug mit 2 bis 4 Astronauten aufgetragen. Die Werte für die abzustrahrende Leistung stammen aus Abschnitt 4.3.6.

tung als Auslegungsgrundlage verwendet werden. Die Durchschnittsleistung des EPS wird aus Tabelle 38 übernommen.

Das TCS benötigt verschiedene Bauelemente für die Realisierung einer aktiven Kontrolle. Wärmetauscher und kalte Platten können die thermische Leistung an ihrem Entstehungsort aufnehmen. Der Abtransport der aufgenommenen Wärme erfolgt mit Hilfe von geschlossenen Flüssigkeitskreisläufen und Pumpen. Die aufgenommene und abtransportierte Wärme wird schließlich von Radiatoren als Strahlungswärme abgegeben.

Für die parametrische Masseabschätzung wird neben der elektrischen Spitzenleistung noch die Fläche des Radiators benötigt. Zur Bestimmung der Fläche wird angenommen, dass der Radiator auf der sonnenabgewandten Seite des Raumfahrzeuges angebracht ist und damit der Hintergrundtemperatur  $T_U$  des Weltraums von 3 K ausgesetzt wird. Mithilfe der Stefan-Boltzmann-Konstante  $\sigma = 5,67 \cdot 10^{-8} \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K}^4)$ , der Emissivität  $\varepsilon$  des Radiators und dem Wirkungsgrad  $\eta$  des Radiators kann die Abstrahlleistung in Watt pro Quadratmeter in Abhängigkeit von der Radiatortemperatur bestimmt werden (Gleichung (4.19) [78, p. 521]). Für Emissivität und Wirkungsgrad werden als typische Werte jeweils 90 % angenommen.

$$\frac{Q}{A} = \sigma \cdot \varepsilon \cdot \eta \cdot (T_R^4 - T_U^4) \quad (4.19)$$

Wie in Abbildung 20 zu erkennen ist, sinkt die Radiatorfläche für alle drei Raumfahrzeugkonfigurationen mit steigender Radiatortemperatur, da die spezifische Abstrahlleistung größer wird. Je stärker der Radiator also mit der abgeführten Systemwärme gegenüber der Weltraumumgebung aufgeheizt werden kann, desto effektiver funktioniert die Wärmeabstrahlung im Vakuum. Im Folgenden soll davon ausgegangen werden, dass die Radiatortemperatur zwischen 240 und 260 K gehalten werden kann. Die Abstrahlleistung beträgt damit im Mittel  $180 \text{ W}/\text{m}^2$ . Die Radiatorfläche muss je nach Besatzungsgröße  $11,1 \text{ m}^2$ ,  $13,9 \text{ m}^2$  oder  $16,6 \text{ m}^2$  betragen.



Anhand der ermittelten Größen wird die parametrische Massenabschätzung durchgeführt, deren Ergebnisse in Tabelle 43 aufgeführt sind.

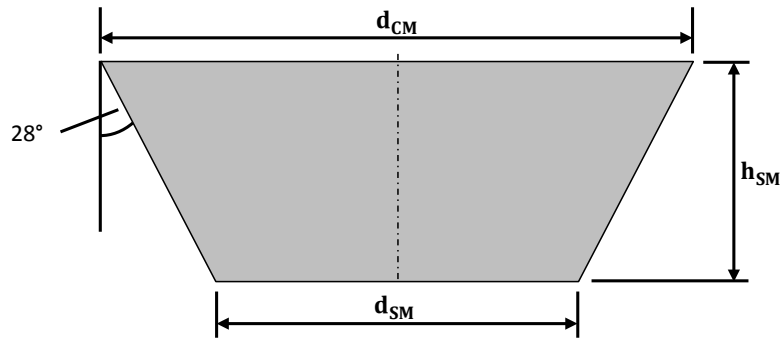
**Tabelle 43: Parametrische Abschätzung der Masse für die Einzelkomponenten des TCS. Berechnung der Gesamtmasse des TCS für verschiedene Besatzungsgrößen**

Komponente	spezifische Masse	Menge	BM		
			2	3	4
kalte Platten	12 kg/kW	1	24 kg	30 kg	36 kg
Pumpen	4,8 kg/kW	2	19,2 kg	24 kg	28,8 kg
Leitungen und Ventile	+15 % zu aktiven Komponenten	2	13 kg	16,2 kg	19,4 kg
Instrumente und Regler	+5 % zu aktiven Komponenten	-	2,2 kg	2,7 kg	3,2 kg
Flüssigkeiten	+5 % zu aktiven Komponenten	2	4,3 kg	5,4 kg	6,5 kg
Radiator (1-seitige Abstrahlung, körperfest)	17 kg/m <sup>2</sup>	-	117,8 kg	147,2 kg	176,7 kg
<b>Gesamtmasse</b>			<b>180 kg</b>	<b>226 kg</b>	<b>271 kg</b>

#### 4.4 Gesamtkonfiguration der Raumkapsel

Aus den errechneten Einzelmassen der Raumfahrzeugsysteme soll im Folgenden ein Gesamtentwurf erstellt werden, welcher die Subsysteme entsprechend vereint und eine Abschätzung der Gesamtmassebudgets zulässt. Durch ein schrittweises Vorgehen bei der Betrachtung des Gesamtsystems soll ein Design erstellt werden, in das alle Subsysteme integriert werden können. Das entstandene Zieldesign stellt dabei jedoch keinesfalls die einzige oder richtige Lösung dar, sondern ist als Beispielkonfiguration anzusehen.

Beim Start ist es erforderlich, dass alle zum Betrieb der Raumkapsel notwendigen Subsysteme voll integriert und betriebsbereit sind, spätestens, wenn die Kapsel in ihrem Zielorbit angekommen ist. Anhand der geführten Betrachtungen wird ersichtlich, dass einige Komponenten aufgrund ihrer Form nicht in das derzeit existierende Design der Kapsel integriert werden können. Dazu zählen die Solarpaneele (EPS), die Radiatoren (TCS) und die Hochgewinn-Kommunikationsantenne (CS). Zur Beseitigung dieser Problemstellung wird ein sehr einfach gehaltenes Servicemodul an der Unterseite der Raumkapsel vorgesehen. Es dient zeitgleich als Adapter zum Trägersystem, mit dem die Kapsel in den Orbit gelangt. Bisherige Raumkapselsysteme sehen alle ein solches Servicemodul vor, wobei aber die Funktionen der Module, je nach Konzept, sehr unterschiedlich sind. Das im Folgenden diskutierte Modul soll keine Antriebsfunktionen übernehmen und lediglich die oben aufgeführten Komponenten integrieren. Zusätzlich soll die Möglichkeit zur Unterbringung von Tanks, bspw. für Treibstoff oder Wasser, bestehen.



**Abbildung 21: Seitenansicht eines Entwurfes für das Servicemodul der bemannten Raumkapsel.**

Als Form für das Servicemodul wird ein Kegelstumpf verwendet. Diese Bauform bietet an der Modulaußenseite den Bauraum zur Unterbringung der Anbauten, ohne dass diese den maximalen äußeren Durchmesser, gegeben durch den maximalen Kapseldurchmesser, stark überschreiten. Wie bereits erwähnt, wird der maximale Durchmesser des Servicemoduls identisch zum unteren Raumkapseldurchmesser  $d_{CM}$  sein. Der äußere Neigungswinkel der Mantelfläche beträgt  $28^\circ$ , was ein zufällig gewählter Wert ist. Weiterhin wird angenommen, dass die Höhe des Kegelstumpfes der Segmenthöhe der Solaranlagenmodule entspricht. Die Höhe variiert demnach entsprechend der verschiedenen Kapselgrößen. Der untere Durchmesser des Servicemoduls  $d_{SM}$  kann anhand der Höhe des Kegelstumpfes und dem gegebenen Außenwinkel bestimmt werden.

Die Strukturmasse  $m_{S,SM}$  des angefügten Servicemoduls wird mithilfe von Gleichung (4.20) vgl. [96] abgeschätzt. Als Eingabeparameter dient die Mantelfläche  $A_{SM}$  des Servicemoduls, welche mit Gleichung (4.21) aus dem oberen Durchmesser  $d_{CM}$ , dem unteren Durchmesser  $d_{SM}$  und der Höhe  $h_{SM}$  berechnet wird. Aus den getroffenen Annahmen folgen die in Tabelle 44 dargestellten Geometrien und Strukturmassen für das Servicemodul.

$$m_{S,SM}[\text{kg}] = 0,44906 \cdot \left( \frac{A_{SM}}{0,092903} \right)^{1,15} \quad (4.20)$$

$$A_{SM}[\text{m}^2] = \frac{\pi}{2} \cdot \sqrt{\left( \frac{d_{CM} - d_{SM}}{2} \right)^2 + h_{SM}^2} \cdot (d_{CM} + d_{SM}) \quad (4.21)$$

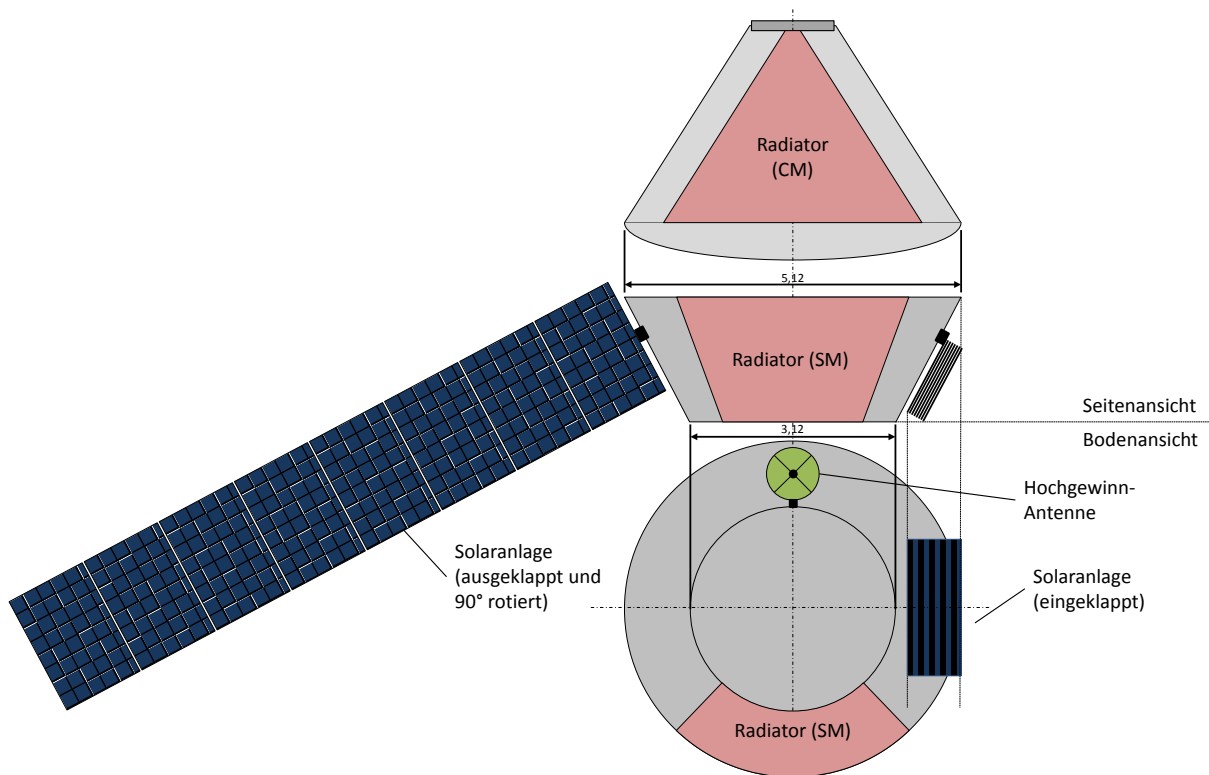
Als nächster Schritt erfolgt die Unterbringung der benötigten Radiatorfläche für das TCS. Es wurde bereits festgelegt, dass der Radiator auf der Außenhülle des Raumfahrzeuges angebracht ist. Da jedoch die Kapsel allein nicht genügend Fläche zur Verfügung stellen kann, werden zwei getrennte Radiatoren verbaut, wovon einer auf dem CM und einer auf dem SM angebracht ist. Es wird weiterhin festgelegt, dass die Mantelfläche des CM nur zu maximal 20% mit einem Radiator belegt sein darf. Daraus ergibt sich die Belegung der Mantelfläche des Servicemoduls. Die Radiatoren befinden sich auf der sonnenabgewandten Seite des Raumfahrzeuges in einem Winkel von  $90^\circ$  zu den Solaranlagen (siehe Abbildung 22). Bei dieser Anordnung wird davon ausgegangen, dass die Raumkapsel eine Vorzugsrichtung zur Sonne besitzt. Die dem Radiator abgewandte Seite soll demnach immer zur Sonne zeigen. Falls sich bei detaillierten Analysen zeigt, dass sich diese Forderung nicht einhalten lässt, kann auch eine andere Anordnung der Elemente erfolgen. Detailliertere Betrachtungen sollen jedoch nicht Gegenstand dieser Arbeit sein.

**Tabelle 44: Geometrie und Masse des Servicemoduls für die verschiedenen Raumkapselkonfigurationen. Verteilung der Radiatorflächen für das TCS.**

BM	$d_{CM}$	$h_{SM}$	$d_{SM}$	$A_{SM}$	$m_{s,SM}$	$A_{R,SM}$	$A_{R,CM}$
2	3,98 m	1,70 m	2,18 m	18,64 m <sup>2</sup>	<b>200 kg</b>	7,06 m <sup>2</sup>	4,04 m <sup>2</sup>
3	4,62 m	1,79 m	2,72 m	23,33 m <sup>2</sup>	<b>258 kg</b>	8,15 m <sup>2</sup>	5,75 m <sup>2</sup>
4	5,12 m	1,87 m	3,13 m	27,46 m <sup>2</sup>	<b>312 kg</b>	9,42 m <sup>2</sup>	7,18 m <sup>2</sup>

Die aus jeweils acht identischen Modulen bestehenden Solaranlagen werden mit einem Rotationsmechanismus an der Mantelfläche des Servicemoduls angebracht. Der Rotationsmechanismus erlaubt die Nachführung in der Solaranlage in der Orbitebene ( $\alpha$ -Nachführung). Für die Ausrichtung aus der Orbitebene hinaus ( $\beta$ -Nachführung) sorgt die Rotation des Raumfahrzeuges um die Längsachse. Hiermit werden automatisch auch die Radiatoren optimal gegenüberliegend zur Sonne positioniert. Im eingeklappten Zustand (siehe Abbildung 22) sind die Module weitestgehend innerhalb des maximalen Außendurchmessers der Raumkapsel verstaut. Die überstehenden Ecken lassen sich mit einer aerodynamisch angepassten Verkleidung bedecken, welche nach dem Start abgeworfen wird. Im ausgeklappten Zustand zeigen die Solaranlagen v-förmig nach hinten.

Die Hochgewinn-Kommunikationsantenne, in Abbildung 22 grün dargestellt, wird am unteren Rand des Servicemoduls montiert. Ein Rotations- und Kippmechanismus sorgt für die Ausrichtung der Antenne zur Erde. Diese Position sollte eine gute Abdeckung über die gesamte Mission erlauben, ist jedoch hinsichtlich der Geometrie und der möglichen Verdeckung der direkten Sicht noch nicht opti-



**Abbildung 22: Konfiguration für das Crewmodul mit dem Servicemodul für eine vierköpfige Besatzung. Die Solaranlagen sind symmetrisch angebracht, in der Abbildung sind eine ausgeklappte und eine eingeklappte Solaranlage dargestellt. Die Hochgewinnantenne wird an der Unterseite des Servicemoduls befestigt.**

miert.

Die Tanks für das Lageregelungssystem sollen im nicht bedruckten Teil der Raumkapsel untergebracht werden. Der maximale Außendurchmesser  $d_{T,max}$  der Tanks wird dabei von der Raumkapselgeometrie vorgegeben. In jede der drei Kapselkonfigurationen passen unterschiedlich große Tanks, weshalb der maximale Durchmesser für jede Konfiguration gesondert ermittelt wird. Geometrisch entspricht der Maximaldurchmesser dem Innenkreisdurchmesser des Dreiecks, welches den unbedruckten Raumkapselteil bildet (siehe NPV in Tabelle 22). Der äußere Konuswinkel  $\alpha$  aller Kapseln beträgt  $32,5^\circ$ . Anhand des Durchmessers  $d_i$  der Druckkabine und des maximalen äußeren Kapseldurchmessers  $d_{CM}$  (siehe Tabelle 22) kann der maximale Tankdurchmesser mit Hilfe von Gleichung (4.22) vgl. [109] berechnet werden.

$$d_{T,max} = (d_{CM} - d_i) \cdot \left( \frac{1}{2 \cdot \tan(\alpha)} - \frac{1}{2} + \frac{1}{2 \cdot \sin(\alpha)} \right) \cdot \tan\left(\frac{\alpha}{2}\right) \quad (4.22)$$

Die maximale Anzahl der um die bedruckte Kabine anordenbaren Tanks ergibt sich aus einer weiteren geometrischen Beziehung (Gleichung (4.23)) und dem zuvor ermittelten, maximalen Tankdurchmesser sowie dem Druckkabinendurchmesser.

$$n_{T,max} = \frac{\pi \cdot (d_i + d_{T,max})}{d_{T,max}} \quad (4.23)$$

Das Nettovolumen eines Tanks ergibt sich aus der einfachen Volumenbeziehung einer Kugel. Das Bruttovolumen für Tanks mit integrierter Druckblase beträgt circa 75 % des Nettovolumens (vgl. [110])

$$V_{T,brutto} = \frac{\pi}{8} \cdot d_{T,max}^3 \quad (4.24)$$

Die Leermasse eines Tanks wird anhand der Kugeloberfläche auf Basis eines existierenden Tankdesigns [110] abgeschätzt.

$$m_{T,leer} = \pi \cdot d_{T,max}^2 \cdot 6,025 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2} \quad (4.25)$$

Jedes Medium wird in einem gesonderten Tank untergebracht. Zur Vereinfachung der Gesamtmasseabschätzung wird angenommen, dass alle Tanks einer gegebenen Konfiguration dieselbe Größe und damit dieselbe Leermasse besitzen. Auf Basis der getroffenen Annahmen und Gleichungen ergeben sich die in Tabelle dargestellten Konfigurationsmöglichkeiten.

**Tabelle 45: Maximale Tankgrößen, -anzahl, -volumen und -massen für die in das CM integrierbaren Tanks. Die Anzahl der Trink- und Brauchwassertanks ist bereits angegeben, wobei die Tankmassen bereits im ECLSS berücksichtigt sind.**

BM	$d_{T,max}$	$n_{T,max}$	$V_{T,brutto}$	$m_{T,leer}$	$n_{T,TW}$	$n_{T,BW}$
2	0,496 m	19	47,93 l	<b>4,66 kg</b>	<b>3</b>	<b>2</b>
3	0,635 m	15	100,75 l	<b>7,64 kg</b>	<b>2</b>	<b>2</b>
4	0,730 m	14	152,53 l	<b>10,08 kg</b>	<b>2</b>	<b>1</b>

Das Treibstoffvolumen und die Tankanzahl für das Schubdüsensystem werden bei der Ermittlung des Gesamtmassebudgets in Abschnitt 4.6 berechnet, da sich die Treibstoffmasse entsprechend der Ziolkowsky-Raketengleichung mit der Gesamtfahrzeugmasse bei gegebenem Antriebsbedarf ändert.

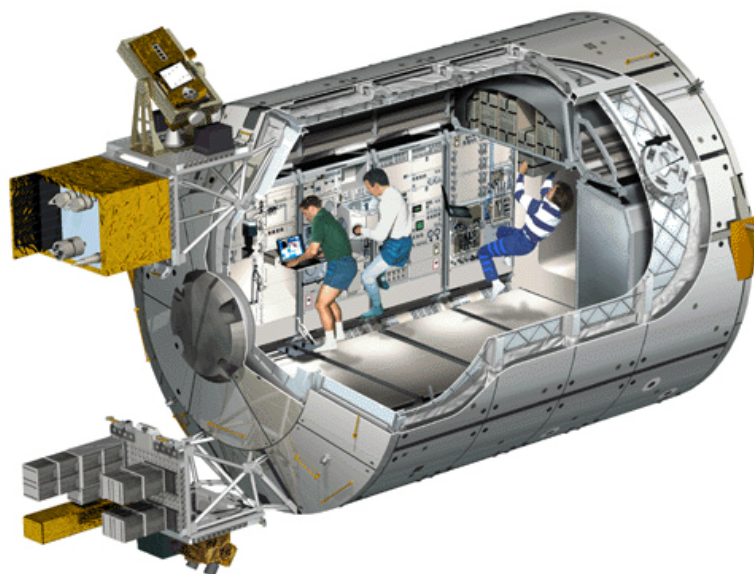
## 4.5 Auslegung eines Habitatmoduls

### 4.5.1 Vorbetrachtungen

Wie bei der Betrachtung des Volumenbedarfs (Abschnitt 4.1.1) für eine 180-Tage-Mission zu einem Asteroiden festgestellt wurde, ist ein Habitatmodul für zwei bis vier Astronauten zwingend erforderlich. In Tabelle 9 ist das erforderliche Volumen des Habitats für die jeweilige Besatzungsgröße aufgeführt. In diesem Abschnitt soll das NEAHab genannte Wohnmodul ausgelegt und die Masse dafür abgeschätzt werden. Die Grundlage hierfür soll eine einfache Skalierungsmethode auf Basis des ISS-Columbusmoduls der ESA bilden. Die Gründe für dieses Vorgehen beruhen auf folgenden Überlegungen:

In Europa ist der Kenntnisstand im Bereich der Fertigung bedruckter Module für die bemannte Raumfahrt sehr hoch. Insbesondere das unter anderem im Raumfahrtbereich tätige Unternehmen Thales Alenia Space hat 50% des bedruckten Volumens der Internationalen Raumstation gefertigt [111]. Dazu zählen die beiden Knotenmodule Harmony und Tranquility, das Columbus-Labor, die insgesamt drei Mehrzwecktransportmodule (MPLM), die Druckkabine des ATV und die Aussichtsplattform Cupola. Aus diesem Grund ist es naheliegend, auf das Wissen zur Fertigung von Druckmodulen in Integralbauweise in Europa zurückzugreifen und eine Skalierung eines solchen Moduls für die Anforderungen einer Asteroidenmission vorzunehmen.

Da sich diese Arbeit auf die europäischen Kompetenzen in der Raumfahrttechnik konzentriert (MZ-P-04), wird das vollständig in Europa entwickelte und gebaute Columbus-Labormodul (siehe Abbildung 23) als Grundlage für die Dimensionierung und Masseabschätzung eines Habitatmoduls verwendet. In der frühen Planung der ISS war Columbus ein europäisches Programm für eine eigenständige



**Abbildung 23: Ansicht des Columbusmoduls mit einem Ausschnitt für den Blick in den Innenraum. [117]**

Raumstation, welche aus mehreren Komponenten bestehen sollte. Eines dieser Elemente, das als Attached Pressurized Module (APM) bezeichneten Großmodul, sollte eine Gesamtlänge von über 10 m besitzen. Damit war das vorgesehene Labormodul deutlich größer, als das jetzige Columbusmodul, basierte jedoch auf derselben Strukturbauphase, einer Aluminiumdruckkammer in Integralbauweise. Aus Kostengründen wurde das APM im Verlauf des Projektes deutlich verkürzt. Letztendlich blieb vom Columbus-Programm der ESA nur das Columbusmodul, wie es derzeit an der ISS installiert ist. Diese Betrachtung soll zeigen, dass eine Skalierung des jetzigen Columbusmoduls durchaus legitim ist, da eine deutlich längere Bauform mit derselben Strukturbauphase dafür bereits vorgesehen war und als technisch realisierbar angesehen werden kann. [112] [113] [114]

#### 4.5.2 Skalierung

Die Grundparameter für die Skalierung bilden bekannte Masse- und Dimensionsdaten des derzeit an der ISS installierten Druckmoduls (siehe Tabelle 46). Columbus wurde mit fünf vorinstallierten Racks, den Nutzlastmodulen, von einem Shuttle zur ISS transportiert. Die Startmasse betrug 12725 kg, wovon 2500 kg auf die Racks und 10225 kg auf die Leermasse des Moduls angefallen sind [115]. Die Leermasse ohne Racks bildet den wichtigsten Parameter für die Skalierung und Massenabschätzung.

Problematisch ist jedoch, dass der Anteil des bewohnbaren Volumens am bedruckten Volumen bei Columbus nur ein Drittel beträgt. Der Großteil des bedruckten Volumens wird von den Racks eingenommen. Die Skalierung auf Basis des Volumens in der derzeitigen Konfiguration würde einer Verdreifachung der Größe bedeuten. Aus diesem Grund wird die Annahme getroffen, dass die seitlichen Racks und damit die Hälfte aller Racks entfernt und das freiwerdende Volumen den Astronauten als zusätzlicher Raum zur Verfügung steht. Das Volumen eines Racks beträgt circa 1,9 m<sup>3</sup> [116]. Insgesamt entstehen dadurch 15,2 m<sup>3</sup> an zusätzlichem Raum. Aus dieser modifizierten Konfiguration von Columbus werden im Folgenden die benötigten Skalierungsparameter abgeleitet.

**Tabelle 46: Referenzparameter des Columbusmoduls für die Skalierung und das Design eines Habitatmoduls gemäß der Anforderungen der bemannte NEA Mission.**

Beschreibung	Formelzeichen	Wert	Referenz
Länge (außen)	$l_{Col,a}$	6,87 m	[117]
Länge des verfügbaren Innenraumes	$l_{Col,i}$	4,71 m	[117]
Durchmesser (keine Angabe zu Außen- oder Innendurchmesser vorhanden, deshalb werden beide gleichgesetzt)	$d_{Col}$	4,49 m	[117]
Leermasse (voll integriert, jedoch ohne Nutzlasten)	$m_{Col,leer}$	10275 kg	[115]
Volumen (bedruckt)	$V_{Col,press}$	75 m <sup>3</sup>	[117]
Volumen (bewohnbar)	$V_{Col,hab}$	25 m <sup>3</sup>	[115]
Maximalanzahl der Racks (4 je Seite)	$n_{Col,rack}$	16	[117]
Rackvolumen (eines Nutzlast-Racks)	$V_{Col,rack}$	1,9 m <sup>3</sup>	[116]
Volumen (bewohnbar) modifiziert	$V_{Col-8,hab}$	40 m <sup>3</sup>	
Leermasse-Faktoren			
- $\frac{m_{Col,leer}}{V_{Col,press}}$	$m_{NEAHab}(V_{NEAHab,press})$	138 kg/m <sup>3</sup>	

Beschreibung	Formelzeichen	Wert	Referenz
- $\frac{m_{\text{Col,leer}}}{V_{\text{Col-8,hab}}}$	$m_{\text{NEAHab}}(V_{\text{NEAHab,hab}})$	256 kg/m <sup>3</sup>	
- $\frac{m_{\text{Col,leer}}}{l_{\text{Col,i}}}$	$m_{\text{NEAHab}}(l_{\text{NEAHab,i}})$	2182 kg/m <sup>3</sup>	
- $\frac{m_{\text{Col,leer}}}{l_{\text{Col,a}}}$	$m_{\text{NEAHab}}(l_{\text{NEAHab,a}})$	1496 kg/m <sup>3</sup>	
Volumenfaktor			
- $\frac{V_{\text{Col,press}}}{V_{\text{Col-8,hab}}}$	$V_{\text{NEAHab,press}}(V_{\text{NEAHab,hab}})$	1,8548	

Der Außendurchmesser wird bei der Skalierung nicht verändert. Die Anpassung an den Volumenbedarf erfolgt durch die Änderung der Gesamtlänge. Für die Berechnung wird angenommen, dass die innere Modulänge und die Querschnittfläche miteinander multipliziert das bedruckte Volumen ergeben. Folglich wird die neue Innenlänge  $l_{\text{NEAHab,i}}$  des skalierten Moduls anhand der Volumengleichung (4.26) (vgl. [109]) für einen Zylinder bestimmt.

$$l_{\text{NEAHab,i}} = \frac{4 \cdot V_{\text{NEAHab,press}}}{\pi \cdot d_{\text{Col,i}}^2} \quad (4.26)$$

Zur Bestimmung der Außenlänge  $l_{\text{NEAHab,a}}$  wird zur Innenlänge der Anteil hinzuaddiert, welcher sich aus der Differenz der Innen- und Außenlänge bei Columbus ergibt.

$$l_{\text{NEAHab,a}} = (l_{\text{Col,a}} - l_{\text{Col,i}}) + l_{\text{NEAHab,i}} \quad (4.27)$$

Die maximale Länge des NEAHab beträgt gemäß der Skalierung 10,47 m. Die ursprüngliche APM-Konfiguration sah eine Außenlänge von 10,65 m vor, weshalb die hier berechnete Maximallänge als technisch machbar angesehen wird. Das APM sollte bei einer Länge von 10,65 m eine Leermasse von circa 17350 kg besitzen. Der in Tabelle 47 angegebene parametrisch bestimmte Mittelwert der Leermasse für das NEAHab weicht davon lediglich um 464 kg ab. Aufgrund der geringen Abweichung werden die durch Skalierung ermittelten Massen als plausible Lösungen gewertet.

**Tabelle 47: Ergebnisse der Skalierung des Columbusmoduls für unterschiedliche Besatzungsgrößen.**

Moduleigenschaft	Formelzeichen	BM		
		2	3	4
bewohnbares Volumen	$V_{\text{NEAHab,hab}}$	35,45 m <sup>3</sup>	53,17 m <sup>3</sup>	70,90 m <sup>3</sup>
bedrucktes Volumen	$V_{\text{NEAHab,press}}$	65,75 m <sup>3</sup>	98,62 m <sup>3</sup>	131,51 m <sup>3</sup>
<b>Länge des Innenraums</b>	<b><math>l_{\text{NEAHab,i}}</math></b>	<b>4,15 m</b>	<b>6,23 m</b>	<b>8,31 m</b>
<b>Außenlänge des Moduls</b>	<b><math>l_{\text{NEAHab,a}}</math></b>	<b>6,31 m</b>	<b>8,39 m</b>	<b>10,47 m</b>
Leermasse (aus bedrucktem Volumen)	$m_{\text{NEAHab,leer}}(\text{PV})$	9059 kg	13588 kg	18119 kg
Leermasse (aus bewohnbarem Volumen)	$m_{\text{NEAHab,leer}}(\text{HV})$	9059 kg	13588 kg	18119 kg
Leermasse (aus Innenlänge)	$m_{\text{NEAHab,leer}}(l_i)$	9059 kg	13588 kg	18119 kg

Moduleigenschaft	Formelzeichen	BM		
		2	3	4
Leermasse (aus Außenlänge)	$m_{\text{NEAHab,leer}}(l_a)$	9442 kg	12546 kg	15652 kg
<b>Leermasse (Mittelwertbildung)</b>	<b><math>m_{\text{NEAHab,leer}}(l_{a/i})</math></b>	<b>9250 kg</b>	<b>13067 kg</b>	<b>16886 kg</b>

#### 4.5.3 Habitatsubsysteme

Das Columbusmodul vereint in der Leermasse bereits einige Komponenten verschiedener Subsysteme, die im hier erarbeiteten Massenbudget nicht gesondert aufgeführt werden. Zur Bestimmung der Gesamtmasse des Habitats wird für die übrigen Subsysteme nur eine grobe Auslegung erfolgen, wobei die bisher installierten Systeme möglichst exakt berücksichtigt werden sollen.

Aus den in Tabelle 48 aufgeführten Elementen werden die folgenden Annahmen für die weitere Habitatauslegung abgeleitet:

1. Das **Kommando- und Datenverarbeitungssystem** von Columbus enthält alle notwendigen Elemente, wie Computer, Massenspeicher und Messeinheiten. Durch eine Kopplung mit dem C&DH der Raumkapsel sollte die volle Funktionalität gegeben sein. Es wird keine zusätzliche Masse für dieses System erwartet.
2. Das **Kommunikationssystem** von Columbus beinhaltet Audio- und Videosysteme, welche gekoppelt mit dem Kapselkommunikationssystem die notwendige Ausstattung für die NEA-Mission gewährleisten. Für das CS wird demnach keine zusätzliche Masse erwartet.
3. Die **Lebenserhaltungssysteme** von Columbus beinhalten hauptsächlich Sicherheitseinrichtungen und Überwachungskomponenten. Wärmetauscher und Gebläse sind als Teil des Atmosphärenmanagements ebenfalls installiert. Columbus verfügt weiterhin über Komponenten für den Luftaustausch zwischen Habitat und Raumkapsel. Die ECLSS-Masse für das NEA-Hab wird somit im Wesentlichen die Verbrauchsmaterialien beinhalten, sowie die Systeme für CO<sub>2</sub>-Filterung, Wasseraufbereitung und Abfallentsorgung.
4. Das Energieverteilungssystem als Teil des **Energieversorgungssystems** ist in Columbus vorinstalliert. Bei der Energiebedarfsabschätzung (der Eingangsleistung für das Modul) wird deshalb der Verteilungswirkungsgrad abgezogen. Das Massenbudget umfasst demnach nur die Komponenten für Energiegenerierung und -konditionierung.
5. Das **Thermalkontrollsystem** von Columbus beinhaltet Leitungen für den Kühlmitteltransport sowie Ventile und Wärmetauscher. Aktive Komponenten, wie Kühlmittel, Radiatoren und Pumpen sind noch kein Bestandteil der ermittelten Modulmasse.

**Tabelle 48: Ausstattungsmerkmale des Columbusmoduls und jeweilige Subsystemzugehörigkeit [117].**

Komponente	Subsystem
Daten- und Missionscomputer, Kommando-/Messeinheiten	C&DH
Multiplexer	C&DH, CS
Massenspeichereinheit	C&DH
Videokameras (2)	CA (CS)
Audiosystem	CS



Komponente	Subsystem
Hauptalarm-Anzeigetafeln (2)	ECLSS
Feuerlöschsysteme (2)	ECLSS
tragbare Atemgeräte (2)	ECLSS
Lüftungsventile und Gebläse für Luftaustausch zwischen Stationsmodulen	ECLSS
Ventile für Thermalkontrollsystem	TCS
Energieverteilungsanlage	EPS
Computer zur Überwachung der Vitalwerte	ECLSS, C&DH
Wärmetauscher	TCS, ECLSS
Umluftanlage	ECLSS
externe Nutzlastplattformen (4)	-

### Energieversorgungssystem

Die Abschätzung des Energiebedarfs für das Habitatmodul gestaltet sich schwierig. Für Columbus wird eine Versorgungsleistung von 6500 W angegeben, um die Grundversorgung (Housekeeping) des Moduls zu gewährleisten. 13500 W können je nach Bedarf zusätzlich für die Nutzlasten verteilt werden [117]. Bei einer Skalierung der Housekeeping-Leistung mit der Modulgröße entstehen sehr hohe Werte für die Leistungsanforderungen von mehr als 10 kW. Basierend auf Erfahrungswerten sind jedoch Leistungen von bis zu 10 kW für Module bis 25 t ausreichend [78]. Ausgehend von der Grundkonfiguration von Columbus werden für drei Astronauten 1000 W und für vier Astronauten 2000 W hinzuaddiert. Die Maximalleistung beträgt somit 8500 W. Für die Nutzlast wird keine zusätzliche Leistung eingerechnet, da die Mitführung von Experimenten aufgrund der Raum- und Massenanforderungen nur begrenzt möglich ist.

Anstelle eines Speichersystems wird der direkte Energietransfer vorgesehen. Am Asteroiden stehen außerdem die Batterien des CM für Notfälle zur Verfügung, da angenommen wurde, dass am NEO keine Schattenphasen auftreten. Zur Energiegenerierung wird eine Solaranlage, bestehend aus vier einzelnen Arrays, ausgelegt. Die Zellen werden, ähnlich zum Vorgehen in Abschnitt 4.3.6, derartig verteilt, dass nahezu rechteckige Einzelmodule entstehen. Die Wirkungsgrade des Systems sind identisch zu denen bei der Kapselauslegung angewendeten Werten.

$$A_{SZ,NEAHab}[m^2] = \frac{P_{NEAHab,HK}[W]}{\eta_G \cdot \eta_K \cdot 0,95 \cdot \frac{q_{sun}[W/m^2]}{r[AU]^2}} \quad (4.28)$$

Die Masse des gesamten Energieversorgungssystems wird aus der Solaranlagenmasse zuzüglich der Masse der Energieregulierung berechnet. Die Annahmen dafür sind identisch zu den Annahmen für die Energieversorgung der Raumkapsel (siehe Abschnitt 4.3.6).

**Tabelle 49: Daten für das Energieversorgungssystem des NEAHab.**

BM	P <sub>NEAHab,HK</sub>	A <sub>SZ,NEAHab</sub>	Segmente je Array	Segment- größe	Masse für Kon- ditionierung	Gesamt- systemmasse
2	6500 W	32,41 m <sup>2</sup>	6	1,35x1,28 m	74,1 kg	<b>285 kg</b>
3	7500 W	37,40 m <sup>2</sup>	6	1,49x1,36 m	85,5 kg	<b>329 kg</b>
4	8500 W	42,38 m <sup>2</sup>	6	1,58x1,45 m	96,9 kg	<b>373 kg</b>

### Lebenserhaltungssystem

Zur Filterung von CO<sub>2</sub> aus der Atemluft kommt im Habitat ein 4-Bett-Molekularsiebverfahren (4BMS) zum Einsatz. Die Technik ist bewährt und zuverlässig und es bedarf keiner Nachschubmasse. Lediglich die Siebe müssen gelegentlich getauscht werden, was jedoch nur eine Masse von 9 kg pro Jahr und Besatzungsmitglied erfordert. Das System selbst wiegt 30 kg je Besatzungsmitglied. Das gefilterte Kohlendioxid kann für andere Prozesse gespeichert und weiterverarbeitet werden. Im NEAHab soll das CO<sub>2</sub> in einem Sabatierreaktor zusammen mit Wasserstoff in Wasser umgewandelt werden. Dieses Wasser kann aufgrund der hohen Reinheit als Trinkwasser genutzt werden. Das beim Sabatier-Prozess entstehende Methangas wird in den freien Weltraum abgelassen.

Für den Sabatier-Prozess wird Wasserstoff benötigt, welcher mit Hilfe von Elektrolyse, der Aufspaltung von Wasser in Sauerstoff und Wasserstoff, gewonnen wird. Das Wasser kann aus dem Sabatier-Prozess, der Brauchwasserfilterung oder dem Vorratsbehälter stammen. Der Sauerstoff aus dem Elektrolyseprozess steht als Atemgas zur Verfügung.

Durch die Rückgewinnung von Urin durch Filterung und Destillation innerhalb des ECLSS kann ein nahezu geschlossener Wasser- und Sauerstoffkreislauf realisiert werden. In Anlehnung an das in [118, p. 419] abgebildete Lebenserhaltungssystem werden die in Tabelle 50 aufgeführten Nachschubmassen benötigt. Die Systemmassen werden anhand der Besatzungsgröße (zwei bis vier Astronauten) und der Missionsdauer (160 Tage für das NEAHab) bestimmt.

Sauerstoff und Stickstoffnachschubmassen sind ausschliesslich für die Durchführung der EVAs vorgesehen. Die Berechnungsgrundlage bilden insgesamt fünf Weltraumausstiege. Ggf. können Rückgewinnungssysteme für die Luftschleusentätigkeit der Raumkapsel berücksichtigt werden, da das Masseinsparpotenzial erheblich ist. Die Masse für ein Rückgewinnungssystem konnte im Rahmen dieser Arbeit jedoch nicht ermittelt werden.

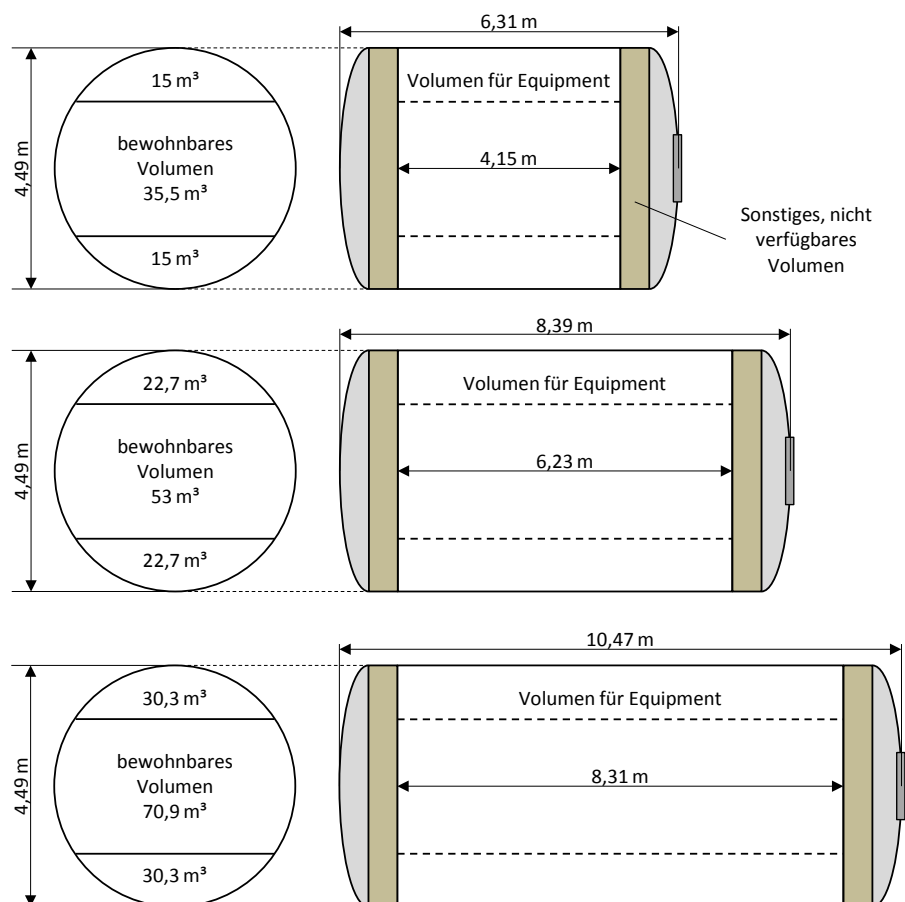
**Tabelle 50: System- und Nachschubmassen für das ECLSS des Habitatmoduls.**

Systembestandteil/Verfahren	BM			Referenz
	2	3	4	
4BMS	67,9 kg	101,8 kg	135,8 kg	[78]
Sabatier	33,5 kg	50,3 kg	67 kg	[78]
Elektrolyse	40 kg	60 kg	80 kg	[78]
Destillation	57 kg	85,5 kg	114 kg	[78]
Filtration	22,6 kg	34 kg	45,3 kg	[78]
Sauerstofftanks	114,9 kg	114,9 kg	114,9 kg	[78]

Systembestandteil/Verfahren	BM			Referenz
	2	3	4	
Stickstofftanks	93,8 kg	93,8 kg	93,8 kg	[78]
<b>Σ Systemmassen</b>	<b>429,7 kg</b>	<b>540,3 kg</b>	<b>650,8 kg</b>	
Trinkwassermasse (inkl. Tanks & 20 % Margin)	74,4 kg	111,6 kg	148,8 kg	[118]
Brauchwassermasse (inkl. Tanks & 20 % Margin)	130,1 kg	195,1 kg	260,2 kg	[118]
Stickstoffmasse	104,3 kg	104,3 kg	104,3 kg	[87]
Sauerstoffmasse	127,7 kg	127,7 kg	127,7 kg	[87]
<b>Σ Verbrauchsgütermassen</b>	<b>436,5 kg</b>	<b>538,7 kg</b>	<b>641 kg</b>	
<b>Gesamtmasse des ECLSS</b>	<b>866 kg</b>	<b>1079 kg</b>	<b>1292 kg</b>	

#### 4.5.4 Habitatkonfiguration

Die Unterbringung der zuvor betrachteten Systeme im Habitat soll hier nicht ausführlich betrachtet werden. Es wird davon ausgegangen, dass im Inneren ausreichend Platz für die Subsysteme vorhanden ist. Das in Abbildung 24 dargestellte Volumen für das Equipment steht außerdem ausschließlich



**Abbildung 24:** Größe und Form des anhand von Columbus skalierten NEAHab für die drei verschiedenen Besatzungsgrößen von zwei bis vier Astronauten.

für die noch nicht in der ursprünglichen Columbus-Konfiguration vorhandenen Komponenten zur Verfügung. Das Habitat verfügt über einen Kopplungsmechanismus für die Raumkapsel, welcher in Abbildung 24 auf der rechten Seite dargestellt ist.

Die vier gleichgroßen Solaranlagen werden an der Außenseite des Moduls befestigt und können in ihrer Längsachse rotiert werden. Die Positionen der Solaranlagen sollten gemäß der bevorzugten Ausrichtung des Habitatmoduls gewählt werden. Die optimale Position wird im Folgenden jedoch nicht weiter diskutiert. Die Radiatoren für das Thermalkontrollsystem werden auf der der Sonne gegenüberliegenden Seite platziert.

## 4.6 Zusammenfassung des Designs und Massenbudget

Die Abschätzung der Gesamtmasse erfolgt für Habitat und Raumkapsel getrennt. Das Vorgehen orientiert sich an dem für das Systems Engineering üblichen Verfahren. Zur Masse jedes einzelnen Subsystems wird zunächst ein Massespielraum zwischen 10 und 20 % der Ausgangsmasse addiert. Anschließend werden die Subsystemmassen aufsummiert und auf das Gesamtsystem einen Systemmassespielraum von 20 % addiert. Dies dient zur Abdeckung des zu erwartenden Massezuwachses während Entwicklung und Bau.

Für die Raumkapsel wird, wie bereits in Abschnitt 4.4 erwähnt, auf Basis der Systemmasse  $m_{CM,leer}$  die Treibstoffmasse  $m_{CM,TS}$  bestimmt, welche für die Realisierung des Antriebsbedarfs  $\Delta v_{AOCS}$  mit dem Schubdüsensystem benötigt wird. Die Masse des Habitatmoduls wird hier nicht einbezogen, da das Schubdüsensystem ausschließlich für die Lagebeeinflussung der Kapsel während des Wiedereintritts und während der Kopplung mit dem Habitat im LEO eingesetzt wird. Die übrigen Lagemanöver werden von den Transferstufen ausgeführt. Diese verfügen aufgrund der hohen Eigenmassen über ausreichend dimensionierte Triebwerke für die Lageregelung. Die Berechnung der Treibstoffmasse für die Kapsel erfolgt mithilfe der Ziolkowsky-Raketengleichung (4.29) [71, p. 40] und den Annahmen, dass der spezifische Impuls  $I_{sp}$  der Triebwerke 325 s und die Fallbeschleunigung auf der Erde  $g_0$  9,81 m/s<sup>2</sup> betragen.

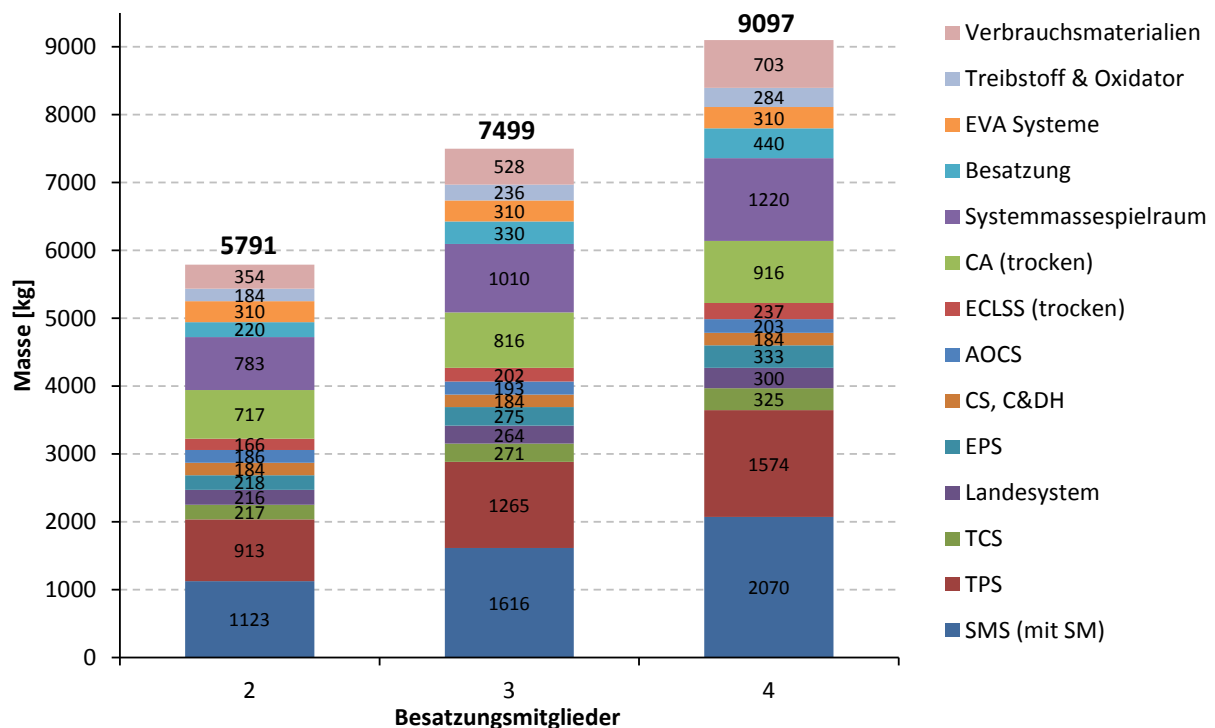
$$\Delta v_{AOCS} = I_{sp} \cdot g_0 \cdot \ln \left( \frac{m_{CM,leer} + m_{CM,TS}}{m_{CM,leer}} \right) \quad (4.29)$$

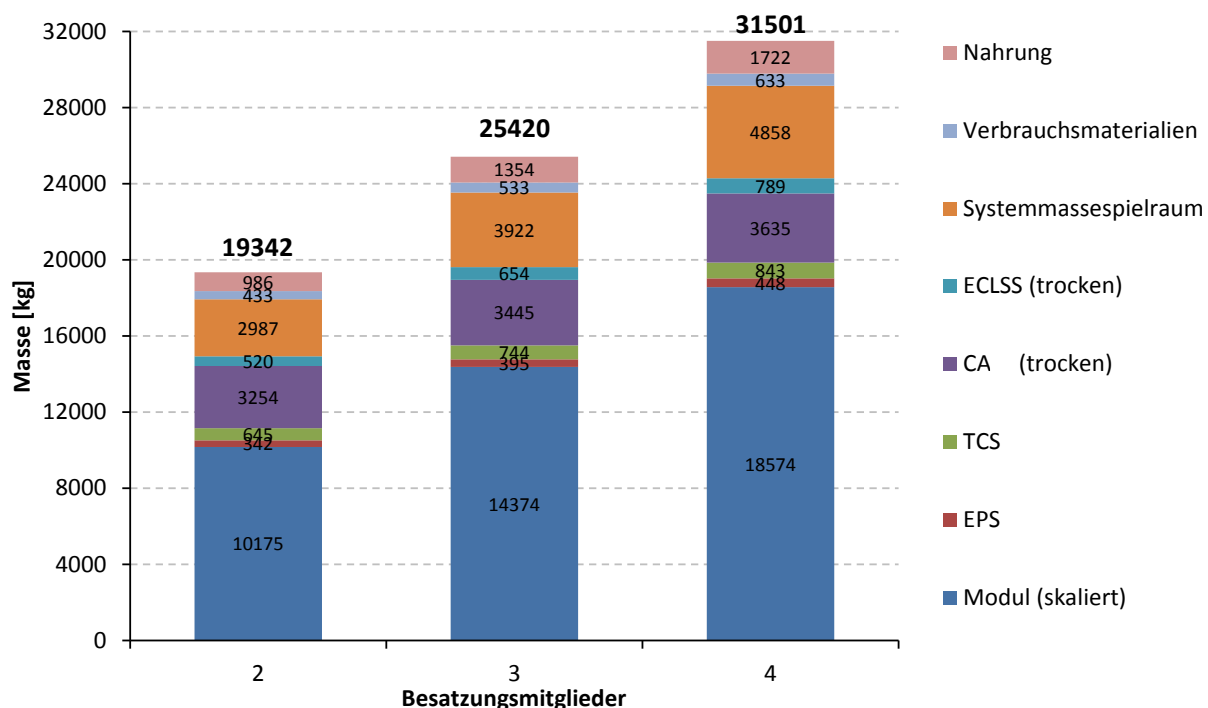
Anhand der Treibstoffmasse werden, auf Basis des Mischungsverhältnisses und der typischen Treibstoffdichten, die Volumen von Treibstoff und Oxidator ermittelt. Zum Einsatz kommen Monomethylhydrazin (MMH) und Distickstofftetroxid (N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>). Die vollständigen Annahmen für die Treibstoffmassebestimmung sind in Tabelle 51 aufgeführt.

**Tabelle 51: Annahmen und Parameter zur Berechnung der Treibstoff und Oxidatormasse sowie der Tankmasse für das Antriebssystem der Raumkapsel.**

Bezeichnung	Formelzeichen	Wert	Referenz
Mischungsverhältnis (MMH:NO <sub>4</sub> )	-	1:1,6	[78]
Dichte von MMH	$\rho_{\text{MMH}}$	870 kg/m <sup>3</sup>	[78]
Dichte von N <sub>2</sub> O <sub>4</sub>	$\rho_{\text{NO}_4}$	1434 kg/m <sup>3</sup>	[78]
spezifischer Impuls	$I_{\text{sp}}$	325 s	[78]
Fallbeschleunigung (Erde)	$g_0$	9,81 m/s <sup>2</sup>	
Antriebsbedarf	$\Delta v_{\text{AOCS}}$	100 m/s	Abschnitt 4.3.5
Tankmassen	$m_{\text{T,leer}}$	s. Abschnitt 4.4	
Tankvolumen	$V_{\text{T,brutto}}$	s. Abschnitt 4.4	

Das in Abbildung 25 dargestellte Diagramm zeigt das Gesamtmassenbudget für die Raumkapsel für die drei untersuchten Konfigurationen. Die Aufschlüsselungen aller Subsystemmassen und Masse-spielräume sind im Anhang in Abbildung A - 13 bis A - 15 aufgeführt. Die Gesamtstartmasse beträgt dabei zwischen 5,8 und 9,1 t. Die größten Anteile an der Gesamtmasse besitzen die Struktur, das Thermalschutzsystem und die Systeme zur Unterbringung der Besatzung. Der angegebene Spielraum für die Systemmasse hat ebenfalls einen großen Anteil, was jedoch für Raumfahrzeuge in dieser Vor-entwurfsphase einen normalen Wert darstellt. Erfahrungen mit früheren bemannten Raumfahrtprojekten haben gezeigt, dass Massezuwächse von bis zu 25 % nicht unüblich sind [78]. Die zusätzlich in den Einzelsystemen enthaltenen Massenspielräume können durch eine genauere Analyse dieser Sys-

**Abbildung 25: Subsystemmassen und Gesamtmasse des CM mit einer Besatzung zwischen zwei und vier Astronauten.**



**Abbildung 26: Subsystemmassen und Gesamtmasse des NEAHab für Besatzungsgrößen von zwei bis vier Astronauten.**

teme in späteren Projektphasen und die Beseitigung von Unsicherheiten bei der Auslegung verringert werden. Die meisten Einzelsysteme sind hier mit einem Spielraum von 20 % belegt. Die Systeme zur Unterbringung der Besatzung werden jedoch nur mit 10 % belegt, da die dafür durchgeführten Betrachtungen sehr detailliert erfolgt sind und, wie bereits in Abschnitt 4.1.2 angedeutet wurde, eher mit Masseinsparungen zu rechnen ist. Weiterhin wird für das TPS nur ein verringerter Spielraum von 15 % angewendet, da hier bereits ein Spielraum von 20 % zur Dicke des Schutzschildes hinzugefügt wurde. Da das verwendete Hitzeschutzmaterial AVCOAT bereits weit entwickelt ist und für Raumfahrtmissionen eingesetzt wurde, wird ein zusätzlicher Masseaufschlag von 20 % für zu hoch eingeschätzt.

Die Ermittlung der Gesamtmasse für das NEAHab erfolgt nach dem gleichen Vorgehen, wie es bereits bei der Raumkapsel angewendet wurde. Die Gesamtmassenbudgets sind ebenfalls im Anhang (Abbildung A - 16 bis A - 19) aufgeführt. Als Subsysteme werden hingegen nur das skalierte Columbusmodul, die Unterbringung der Besatzung, die Thermalkontrolle und die Energieversorgung, sowie das Lebenserhaltungssystem betrachtet. Der Massespielraum für die Unterbringung der Besatzung beträgt aus den bereits für die Raumkapsel genannten Gründen ebenfalls nur 10 %. Das skalierte Modul wird mit einem Massespielraum von 10 % belegt, weil davon ausgegangen wird, dass aufgrund der bereits bewährten Technik, keine unerwarteten Massesteigerungen erfolgen. Es ist ein hoher Technologiestand vorhanden, da bei der ISS bereits größere Module, als das Columbuslabor eingesetzt werden. Die Erfahrungen mit großen Druckkabinen im Weltraum sind daher als fundiert einzustufen und der Massespielraum kann entsprechend reduziert werden. Masseinsparungen könnten durch die Möglichkeit realisiert werden, dass das für den niedrigen Erdorbit ausgelegte Mikrometeoritenschutzsystem gegen ein deutlich leichteres System ausgetauscht wird, da die Missionsdauer im niedrigen Erdorbit und auch die Gesamtmission vergleichsweise kurz sind. Die Schutzschilde sind derzeit für einen Missionsbetrieb von über 10 Jahren ausgelegt. Eine Aussage über die Höhe der möglichen Einsparungen kann hier nicht getroffen werden.

Für die weitere Verwendung werden die Einzelmassen von Habitat und Raumkapsel addiert und als Gesamtsystem betrachtet. Die Gesamtmasse von Raumkapsel und Habitatmodul bildet die Grundlage für die Berechnung der Transferstufenmassen, welche in Abschnitt 5 anhand zweier konkreter NEA Missionsszenarien erfolgt. Aus Abschnitt 4 werden dafür die Gesamtmassen von 25133 kg für eine Mission mit zwei Astronauten, 32919 kg für eine Mission mit drei Astronauten und 40598 kg für eine Mission mit vier Astronauten verwendet.

Neben der Zusammenfassung des Designs und des Gesamtmassenbudgets soll hier noch eine kurze Bewertung zu den allgemeinen Risiken und der Sicherheit der beiden bemannten Raumtransportsysteme erfolgen. Sowohl beim Entwurf des CM als auch beim Entwurf des Habitatmoduls wurde auf eine redundante Systemauslegung weitestgehend verzichtet. Für die meisten Systeme, insbesondere diejenigen des ECLSS, wurden spezifische Gesamtmassen je Besatzungsmitglied zur Systemdimensionierung verwendet. Die darin enthaltenen Sicherheiten sind nicht bekannt und können auch nicht pauschal abgeschätzt werden. Jedes System ist somit nur einmal vorhanden. Das TCS, das CS und das C&DH wurden aus mehreren Einzelkomponenten zusammengefügt, wovon einige zu Redundanz Zwecken gedoppelt vorkommen. Im CM sind bspw. jeweils zwei Avionik- und Bordcomputer vorhanden. Außerdem werden zwei Transceiver im CS sowie zwei Kühlmittelpumpen im TCS verbaut. Die CA-Masse enthält außerdem 100 kg für Werkzeuge und Analysegeräte, mit denen ggf. kleinere Reparaturen durchgeführt werden können.

Im Habitat werden pauschal zwischen 500 und 750 kg Ersatzteile und Fertigungsmaschinen mitgeführt sowie 600 kg für Werkzeuge und Testgeräte. Die Inhalte dieser Reparaturpakete werden nicht näher spezifiziert, wobei theoretisch für jedes Subsystem die verschiedensten Ersatzteile und Reparaturhilfen beinhaltet sein können. Durch die technologische Weiterentwicklung und den Test zukünftiger Subsysteme bspw. auf der ISS können die Risiken für Systemausfälle minimiert werden und ggf. Reparaturmassnahmen geplant und optimiert werden. Folglich wird angenommen, dass der Entwicklungsstand für die Subsysteme eines bemannten interplanetaren Raumfahrzeuges auf einem hohen, sicheren Niveau ist und nur geringe Massen für die Systemredundanz und Ersatzteile notwendig sind. Die Risiken für die Astronauten bei bemannten Missionen mit Missionsdauern von bis zu sechs Monaten werden aus Sicht der bisherigen Fortschritte in der Raumfahrt und der vorhandenen Erfahrungen mit dem Betrieb der ISS als gut kalkulierbar eingestuft.

## 5 NEA Missionsszenarien und Transferkonzepte

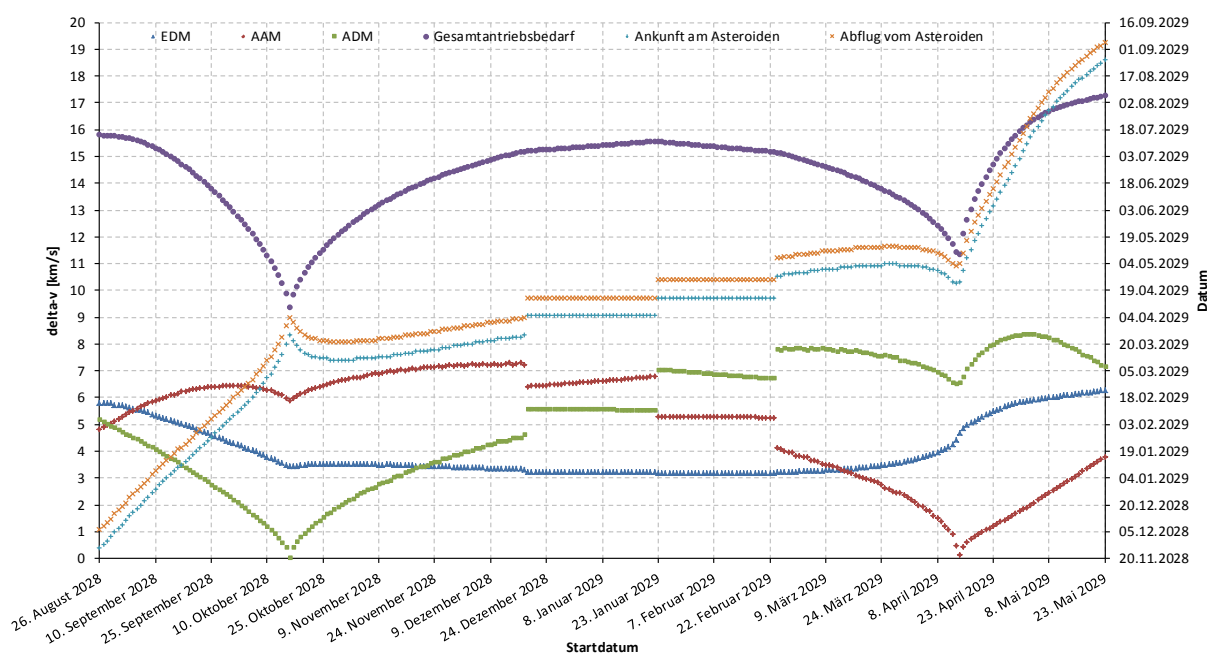
### 5.1 Mission zu Apophis

#### 5.1.1 Transferbahnen und Antriebsbedarf

Die Verteilung des Antriebsbedarfs wird mit Hilfe von dem in Abschnitt 3.2.3 vorgestellten Berechnungsverfahren bestimmt. Dabei wird jedoch die ursprünglich für die Zielsuche verwendete Auflösung von fünf Tagen auf einen Tag erhöht. Die Ergebnisse für den Antriebsbedarf sind dadurch in Ein-Tages-Schritten aufgelöst und somit für die Betrachtungen möglicher Startfenster besser geeignet. Der betrachtete Zeitraum für die Apophismission erstreckt sich insgesamt über 330 Tage.

Abbildung 27 zeigt die aus der Berechnung resultierenden Ergebnisse. Auf der primären y-Achse sind die Werte für den benötigten Antriebsbedarf in km/s und auf der sekundären y-Achse sind das Ankunftsdatum am Asteroiden und das Rückflugdatum aufgetragen. Zwischen Ankunfts- und Abflugdatum liegt eine Differenz von zehn Tagen, was der Aufenthaltszeit der Astronauten am Asteroiden entspricht. Zu Beginn des betrachteten Zeitraumes ist es am günstigsten, wenn das Raumfahrzeug sehr früh an Apophis ankommt und der anschließende Rückflug zur Erde den überwiegenden Anteil an der Gesamtflugzeit einnimmt. Je später das Raumfahrzeug zu Apophis startet, umso mehr verschiebt sich dieses Verhältnis von Hin- und Rückflugdauer zu einem langen Hinflug und einem kurzen Rückflug.

Das globale Minimum für den Gesamtantriebsbedarf, 9,38 km/s, wird bei einem Start am 16. Oktober 2028 erreicht. Damit liegt das günstigste Startdatum exakt 180 Tage, folglich also um die Gesamtlänge der Mission, vor dem Datum der dichtesten Annäherung von Apophis an die Erde am 13. April 2029. Gleichzeitig bedeutet dieses Startdatum, dass das Raumfahrzeug zum Zeitpunkt der



**Abbildung 27:** Verteilung des gesamten Antriebsbedarfs und des Antriebsbedarfs der Einzelmanöver für eine 180-Tage Mission zu Apophis. Auf der sekundären Ordinate sind die Ankunfts- bzw. Abflugdaten am Asteroiden aufgetragen.



dichtesten Annäherung zur Erde zurückkehrt, wenn es 180 Tage zuvor gestartet wurde. Der Flug zu Apophis dauert in diesem Fall 160 Tage, was der maximal möglichen Hinflugdauer entspricht. Aufenthalt und Rückflug beanspruchen damit jeweils zehn Tage. Das Manöver zur Einleitung des Rückfluges (ADM) beträgt nur 57 m/s. Die Rückkehrbahn des Raumfahrzeuges zur Erde verläuft somit nahezu deckungsgleich mit dem Orbit von Apophis. Apophis wird am 13. April 2029 in einem Abstand von etwa 37500 km an der Erde vorbeifliegen. Das sehr geringe ADM des Raumfahrzeuges zehn Tage vor der Annäherung genügt, um diesen Abstand zu überwinden und den Wiedereintritt zu ermöglichen.

Während des gesamten Rückfluges zur Erde entfernt sich das Raumfahrzeug nur mit einer geringen Geschwindigkeit von Apophis, wodurch weitere Beobachtungen des Zieles vor der Rückkehr zur Erde möglich sind. Die ermittelte Aufenthaltszeit von zehn Tagen lässt sich damit um einige weitere Tage zur Beobachtung des Zieles erweitern. Die Bahnen von Asteroid und Raumfahrzeug sind dabei jedoch nicht mehr deckungsgleich.

Ein weiteres lokales Minimum des Gesamtantriebsbedarfs wird bei einem Start zum Zeitpunkt der dichtesten Annäherung von Apophis an die Erde erreicht bzw. exakt 180 Tage nach dem globalen Minimum. Dabei werden insgesamt 11,37 km/s, circa 2 km/s mehr als für das globale Minimum, für den Antriebsbedarf benötigt. Das EDM ist im Vergleich circa 1,3 km/s größer, bei AAM und ADM vertauschen sich die Verhältnisse. Im Fall des lokalen Minimums ist das AAM mit 111 m/s sehr gering, das ADM mit 6,56 km/s hingegen sehr groß.

Im Bereich zwischen den beiden Minima kommt es zu einem deutlichen Anstieg der Bahnmanöver für die Ankunft am Asteroiden und die Einleitung des Rückfluges. Der Gesamtantriebsbedarf steigt dadurch auf ein Maximum von mehr als 15 km/s. Die Umsetzbarkeit der Mission in diesem Zeitraum muss durch die Betrachtung der Stufung und der Stufenmassen in einem der folgenden Abschnitte geklärt werden. Der Verlauf der Flugzeiten macht deutlich, dass es, mit der Verschiebung des Starts zu späteren Daten, zu einem länger dauernden Hinflug und einem kürzer werdenden Rückflug kommt. Die Extrema bilden die beiden bereits diskutierten Minima.

Diese Analyse zeigt, dass für die Mission, aus operationeller Sicht, beide Extremfälle in Betracht gezogen werden müssen. Das System muss nach 160 Tagen Flugzeit noch dazu in der Lage sein, die Bahnmanöver am Asteroiden durchzuführen, wobei ein Antriebsbedarf von insgesamt mehr als 6,5 km/s erforderlich ist. Lange Transferzeiten zum Asteroiden können ggf. problematisch für die Astronauten werden, da der eigentliche wissenschaftliche Inhalt der Mission erst nach langer Zeit abgerufen wird und aufgrund des kurzen Aufenthalts reibungslos erfolgen muss.

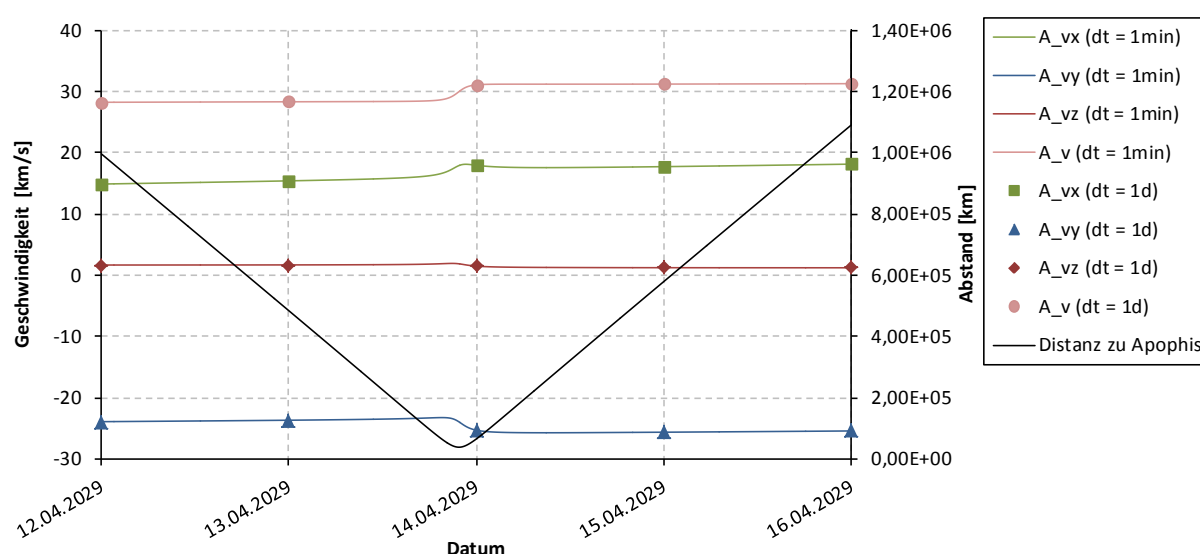
Umgekehrt ist es bei einem späten Start notwendig, das für den Start und das EDM konfigurierte Raumfahrzeug innerhalb kurzer Zeit für die Untersuchung des Asteroiden vorzubereiten. Die Abfolge aller Hauptbahnmanöver und die wissenschaftlichen Untersuchungen müssen hierbei in einen Zeitraum von knapp drei Wochen erfolgen. Der anschließende 160-tägige Rückflug zur Erde muss mit wissenschaftlichen Inhalten gefüllt werden, da Vorbereitungen für das Zielobjekt nicht mehr erforderlich sind.

Zuletzt sollen die Gründe für die in Abbildung 27 erkennbare Unstetigkeitsstelle identifiziert und deren Einfluss auf das Startfenster diskutiert werden. Es ist zunächst erkennbar, dass es bei den Startdaten 19.12.2028, 23.01.2029 und am 24.02.2029 zu sprunghaften Änderungen bei den Manövern am Asteroiden kommt. Der gleichmäßige Verlauf wird unterbrochen, wobei das AAM an den drei Stellen jeweils sprunghaft sinkt und das ADM jeweils sprunghaft ansteigt. Nach dem ersten Sprung erfolgt zunächst der Abflug vom Asteroiden immer am selben Tag, dem 15. April 2029. Nach dem zweiten Sprung erfolgt die Ankunft am Asteroiden ebenfalls immer am 15. April 2029. Die Betrachtung

tung der Ankunfts- und Abflugzeiten am Asteroiden lässt einen Zusammenhang zwischen den Sprüngen und der dichtesten Annäherung von Apophis an die Erde vermuten. Da die Berechnungen vollständig als Zweikörperprobleme behandelt werden, werden jedoch Wechselwirkungen zwischen der Erde und der Flugbahn ausgeschlossen. Ein Rechenfehler bei der Lösung des Lambert-Problems kann zunächst ebenfalls nicht ausgeschlossen werden, wird jedoch als unwahrscheinlich angesehen, da auch in einer anderen Studie [62] [119] dieselben Effekte und derselbe Verlauf auftreten.

Die Lösung der Fragestellung liefert eine genaue Analyse der verwendeten Ephemeridendaten. Die Flugbahnen des Raumfahrzeuges und die Manöver werden zwar als Zweikörperproblem betrachtet, die Ephemeriden hingegen stammen vom HORIZONS System und werden möglichst exakt durch Lösung des Mehrkörperproblems ermittelt. In Abbildung 28 sind die Komponenten des heliozentrischen Geschwindigkeitsvektors von Apophis um den Zeitraum der dichtesten Annäherung an die Erde aufgetragen. Die Darstellung zeigt deutlich die Geschwindigkeitsänderung, welche der Asteroid erfährt, wenn er aufgrund des dichten Vorbeifluges an der Erde, ein Swing-by Manöver durchführt. Aus Sicht der niedrig aufgelösten Ephemeriden, dargestellt durch Datenpunkte im Diagramm, ist die Geschwindigkeitsänderung nur als Sprung erkennbar. Die einzelnen Vektorkomponenten ändern sich dabei unterschiedlich stark.

Die Bahnmanöver werden gemäß den Gleichungen (3.10) und (3.11) auf Basis der Ephemeriden durch die Subtraktion der Einzelkomponenten der Geschwindigkeitsvektoren des Asteroiden von denen des Raumfahrzeuges bestimmt. Der Sprung in den Ephemeriden tritt folglich auch bei den Manövern auf, was sich als eine Folge von einem überhöhten Manöver (Überschwinger) und einem anschließenden erniedrigten Manöver (Unterschwinger) darstellt (siehe dazu Abbildung A - 11). Unter bestimmten Bedingungen kommt es dazu, dass der Unterschwinger niedriger ist, als das eigentliche Minimum im Verlauf des Antriebsbedarfs. Der Lösungsalgorithmus wählt dementsprechend den Unterschwinger als Minimum. Bei einem Start am 19.12.2028 kommt es beim ADM zum ersten Mal zu dieser Situation, welche bis zum 22.01.2029 erhalten bleibt. Bei einem Start am 23.01.2029 sorgt das AAM für den Sprung, wodurch sich die optimale Ankunftszeit um zehn Tage nach hinten verschiebt. Am 23.02.2029 sorgt schließlich keines der beiden Manöver mehr dafür, dass das Kurvenminimum unterschritten wird und die Ankunftszeit springt auf ein früheres Datum zurück.



**Abbildung 28:** Geschwindigkeitsvektoren aus den Ephemeridendaten von Apophis mit einer Auflösung von 1 d (Datenpunkte) bzw. 1 min (Linien). Der v-förmige Graph stellt die auf der Sekundärachse aufgetragene Distanz zwischen Apophis und der Erde dar.

Innerhalb der Lösungsalgorithmen liegt demzufolge kein Fehler vor, da die Geschwindigkeitsänderung in den Ephemeriden durch den Swing-by von Apophis einen physikalischen Ursprung hat. Nachrechnungen mit höher aufgelösten Ephemeriden sind im Rahmen dieser Arbeit nicht erfolgt. Der Sprung wird aber auch bei einer höheren Auflösung zu denselben Resultaten führen. Das Zeitfenster zur Durchführung der Asteroidenmanöver beträgt in der Realität nur etwa ein bis zwei Stunden, falls die auftretenden Effekte ausgenutzt werden sollen. Aufgrund des damit verbundenen Risikos ist von Manövern zu diesem Zeitpunkt jedoch eher nicht auszugehen. In den folgenden Diskussionen über den Massenbedarf und die Stufung wird mit den ermittelten Daten gerechnet. Die Sprünge werden als weniger kritisch angesehen, da sie im Grunde den Mittelwert des eigentlichen Kurvenverlaufs innerhalb der jeweiligen Zeiträume darstellen.

Es ist des Weiteren davon auszugehen, dass ähnliche Verläufe bei anderen Asteroiden nur sehr selten auftreten, und zwar exakt bei denjenigen Asteroiden, die sowohl mit einem geringen Antriebsbedarf zu erreichen sind, als auch einen sehr dichten Vorbeiflug an der Erde durchführen.

### 5.1.2 Antriebssysteme, Stufung und Startfenster

Auf Basis der im vorherigen Abschnitt diskutierten Transferbahnberechnungen und der in Kapitel 4 ermittelten Systemmassen für die bemannten Architekturelemente sollen in diesem Abschnitt die Massen der Antriebselemente zur Ausführung der Hauptbahnmanöver bestimmt werden. Das Ziel ist es, eine Aussage darüber treffen zu können, inwiefern die Stufung von Systemen notwendig ist und welche Einflüsse verschiedene Parameter, wie beispielsweise der spezifische Impuls oder das Strukturmassenverhältnis, auf die erforderliche Gesamtmasse im Ausgangsorbit (Insertion Mass to LEO – IMLEO) oder auf die Anzahl der Stufen ausüben. Anhand der IMLEO soll schließlich eine Aussage über die notwendige Gesamtanzahl der Trägerraketenstarts und die Anforderungen an deren Nutzlastmassen ermöglicht werden. Die Betrachtung der System- und Startmassen, verteilt über den analysierten Startzeitraum, lassen die Ableitung eines Startfensters zu.

In Bezug auf die Missionsanforderungen aus Abschnitt 2.3.2 sollen als Antriebselemente zwei verschiedene Systeme untersucht werden: Stufen mit kryogenen Treibstoffen (flüssiger Wasserstoff und Sauerstoff) und Stufen mit weltraumlagerfähigen Treibstoffen (Hydrazin und Distickstofftetroxid). Triebwerke mit kryogenen Treibstoffen bieten bei der Treibstoffverbrennung einen hohen spezifischen Impuls bei gleichzeitig hohem Schubniveau. Stufen mit weltraumlagerfähigen Treibstoffen ermöglichen einen mittleren spezifischen Impuls bei mittlerem Schubniveau. Der spezifische Impuls kann als eine Güteziffer für den Impuls pro Treibstoffmasseneinheit angesehen werden. Übertragen auf das Gesamtsystem bedeutet es, dass mit kryogenen Systemen geringere Systemmassen bei gleichem Gesamtimpuls, als mit weltraumlagerfähigen Systemen möglich sind. Ein wesentliches Problem der kryogenen Systeme ist jedoch die tiefe Lagertemperatur, einerseits für den Oxidator bei  $-153^{\circ}\text{C}$  und andererseits für den Treibstoff bei  $-253^{\circ}\text{C}$ . Oberhalb dieser Temperaturen verdampfen die flüssigen Treibstoffe, womit der Druck im Inneren der Tanks ansteigt. Ohne geeignete Maßnahmen zur Isolierung muss der entstehende Dampf abgelassen werden, wodurch Treibstoff verloren geht. Derzeit existieren noch keine Systeme zur Langzeitlagerung von kryogenen Treibstoffen im Weltraum. Daher sollten nur diejenigen Transferstufen kryogen ausgelegt werden, die unmittelbar nach dem Start von der Erde zum Einsatz kommen, bspw. für das EDM. Transferstufen, die erst nach mehreren Tagen oder Wochen eingesetzt werden, sollten daher mit weltraumlagerfähigen Treibstoffen betrieben werden. [120]

In Tabelle 52 sind verschiedene europäische Oberstufentriebwerke und deren Eigenschaften aufgeführt, wie sie für die folgenden Berechnungen angewendet werden sollen. Das kryogen betriebene

Vinci-Triebwerk ist das stärkste europäische Kryogen-Triebwerk für den Einsatz in Oberstufen. Die Bodentests waren erfolgreich und der erstmalige Einsatz soll in der Ariane 5 Oberstufe ESC-B erfolgen. Das Aestus Triebwerk, von dem bereits eine Weiterentwicklung unter der Bezeichnung Aestus II (RS 72) existiert, wird seit mehreren Jahren auf der Ariane 5 als Oberstufentriebwerk eingesetzt. Der Nachfolger mit höherem Schub und besserem spezifischen Impuls wurde von EADS Astrium in Zusammenarbeit mit Pratt & Whitney Rocketdyne entwickelt und konnte Bodentests erfolgreich absolvieren. [121] [122] [123]

**Tabelle 52: Eigenschaften verschiedener europäischer Oberstufentriebwerke für den Einsatz bei interplanetaren Transferstufen [121] [122] [123].**

Parameter	Formelzeichen	Vinci	Aestus	Aestus II/RS 72
Treibstoff/Oxidator (TS/Ox)	-	LH2/LOX	MMH/N <sub>2</sub> O <sub>4</sub>	MMH/N <sub>2</sub> O <sub>4</sub>
Mischungsverhältnis (TS:Ox)	M	1:5,8	1:1,9	1:2
Treibstoffmassenfluss	$\dot{m}_{TS}$	5,8 kg/s	9,3 kg/s	16,5 kg/s
Oxidatormassenfluss	$\dot{m}_{Ox}$	33,7 kg/s	17,7 kg/s	33 kg/s
spezifischer Impuls	$I_{sp}$	465 s	324 s	340 s
eff. Austrittsgeschwindigkeit	$c_e$	4471,8 m/s	3177,3 m/s	3334,2 m/s
Schub im Vakuum	$F_{TW}$	180 kN	29,6 kN	55,4 kN
Wiederzündbarkeit	-	ja, mehrfach	ja, mehrfach	ja, mehrfach

Die Analysen der Systemmassen basieren auf der Anwendung der allgemeinen Ziolkowsky-Raketengleichung (5.1) [71, p. 40]. Für ein einstufiges System kann aus dem Gesamtantriebsbedarf  $\Delta v$  direkt die Gesamtsystemmasse mit Gleichung (5.1) ermittelt werden. Für mehrstufige Systeme ist der Antriebsbedarf  $\Delta v_i$  der jeweiligen Stufe ausschlaggebend für deren Masse.

$$\Delta v = c_e \cdot \ln \left( \frac{m_0}{m_b} \right) = I_{sp} \cdot g_0 \cdot \ln \left( \frac{m_0}{m_0 - m_T} \right) \quad (5.1)$$

Die Gesamtstartmasse  $m_0$  eines einstufigen Systems setzt sich allgemein aus den in Gleichung (5.2) [71, p. 45] aufgeführten Einzelmassen zusammen.

$$m_0 = m_S + m_T + m_L \quad (5.2)$$

Die Strukturmasse  $m_S$  beinhaltet alle Teilsysteme, wie Triebwerke und Tanks. Eine Tank- oder Triebwerksstufe wird nicht vorgesehen, weshalb deren Massen zusammengefasst werden können. Die Treibstoffmasse  $m_T$  beinhaltet Treibstoff und Oxidator. Die Nutzlastmasse  $m_L$  beinhaltet CM und NEAHab (siehe Abschnitt 4.6). Wichtige Kenngrößen für das Transfersystem sind außerdem das Strukturmassenverhältnis  $\sigma$  (Gleichung (5.3) [71, p. 45]) und das Nutzlastverhältnis  $\mu_L$  (Gleichung (5.4) [71, p. 45]).

$$\sigma = \frac{m_S}{m_0} \quad (5.3)$$

$$\mu_L = \frac{m_L}{m_0} \quad (5.4)$$

Als mehrstufiges System soll im Folgenden ausschließlich die Tandemstufung, eine Serienanordnung mehrerer Einzelstufen, betrachtet werden. Dabei ist jeweils die hintere Raketenstufe aktiv und sorgt mit ihren Triebwerken und dem enthaltenen Treibstoff für eine Geschwindigkeitsänderung. Das Antriebsvermögen  $\Delta v_i$  dieser Einzelstufe ergibt sich aus dem Strukturmassenverhältnis der Stufe  $\sigma_i$  (Gleichung (5.5) [71, p. 50]), wobei mit der Struktur hier nur die Strukturmasse  $m_{Si}$  der zum Antrieb genutzten Stufe gemeint ist. Alle oberhalb angeordneten Stufen ergeben zusammen mit dem Crewmodul und dem Habitat die Nutzlastmasse der aktiven Stufe. Mit der Definition der Relativmasse  $\mu_i$  (Gleichung (5.6) [71, p. 50]) folgt der Antriebsbedarf der aktiven Raketenstufe (Gleichung (5.7) [71, p. 50]).

$$\sigma_i = \frac{m_{Si}}{m_{0,i}} \quad (5.5)$$

$$\mu_i = \frac{m_{0,i}}{m_0} \quad (5.6)$$

$$\Delta v_i = I_{sp,i} \cdot g_0 \cdot \ln \left( \frac{1}{\sigma_i - \frac{\mu_{i+1}}{\mu_i}} \right) \quad (5.7)$$

Das Verhältnis der Startmasse der ersten Unterrakete zur Gesamtstartmasse  $\mu_1$  beträgt eins, das gleiche Verhältnis für die  $n+1$ -te Unterrakete ist gleich  $\mu_L$ , wobei  $n$  die Anzahl aller Stufen ist.

Die Gesamtstartmasse in den niedrigen Erdorbit  $m_{IMLEO}$  kann in Abhängigkeit der Stufenanzahl, dem jeweiligen Antriebsvermögen dieser Stufen, der Strukturmassenverhältnisse und der triebwerksspezifischen Parameter der Einzelstufen berechnet werden. Durch Einsetzen der Formeln (5.5) und (5.6) in Gleichung (5.7) ergibt sich nach einigen Umformungsschritten die Gleichung (5.8):

$$m_{IMLEO} = \frac{m_L}{\prod_{i=1}^n \left( e^{\frac{\Delta v_i}{I_{sp,i} \cdot g_0}} - \sigma_i \right)} \quad (5.8)$$

Die triebwerksspezifischen Parameter sind bereits bekannt, sodass zur Lösung der Gleichung nur die Strukturmassenanteile  $\sigma_i$  der Unterraketen festgelegt werden müssen. Das gesamte Transferfahrzeug ist während der Mission primär den Schubkräften durch die Triebwerke ausgesetzt. Die Einzelstufen sind zudem den Startbeschleunigungen beim Transport in den niedrigen Erdorbit ausgesetzt. Die Strukturmassenanteile der Einzelstufen werden daher nahezu konstant sein. Nach der Kopplung der Stufen im Orbit bestimmt der jeweilige Strukturanteil der aktiven Stufe das Strukturmassenverhältnis der Unterrakete, wobei mit zunehmender Stufenanzahl ein leichter Anstieg dieses Anteils in der jeweiligen Unterrakete auftritt. Die letzten Stufen besitzen anteilig meist weniger Treibstoff und die Rakete insgesamt weniger Masse, weshalb der Strukturanteil an der Gesamtrakete steigt.

Es wird angenommen, dass die Einzelmanöver von einer oder mehreren Stufen ausgeführt werden können. Die Aufteilung oder Gruppierung der Manöver wird so gewählt, dass sich möglichst gleich große Einzelstufenmassen ergeben. Identische Stufen ermöglichen die Nutzung identischer Träger zu deren Transport und die Einzelstufe ist aufgrund einheitlicher Bauweisen günstiger in der Herstel-

lung. Zum Erreichen einer einheitlichen Stufenmasse müssen zum einen die Manöver optimal aufgeteilt werden und zum anderen die Strukturmassenverhältnisse der Unterraketen angepasst werden. Die Anpassungen erfolgen von Hand, bis die gewünschte Homogenität der Stufen erreicht ist. Die Strukturanteile der Unterraketen werden derart angepasst, dass die Strukturmassen der Einzelstufen möglichst homogen sind und in einem Bereich von 6,5 bis 9 % der Stufenmasse liegen. Die Grundlagen für diese Grenzwerte stammen aus der Betrachtung verschiedener Zentralstufen von Trägerraketen. Die kryogene Zentralstufe der Ariane 5 hat einen Strukturmassenanteil von 8,82 %, die Zentralstufe der Ariane 4 mit lagerfähigen Treibstoffen erreichte einen Strukturanteil von 7,17 %. Die Trägersysteme Atlas und Vostok, betrieben mit RP-1 (Kerosin) und flüssigem Sauerstoff erreichten Strukturmassenanteile zwischen 6,44 und 6,76 %. [71]

Mit Hilfe einer selbst programmierten Excel Arbeitsmappe werden aus den in Abbildung 27 dargestellten Einzelmanövern die gewünschten Massen und Massenanteile ermittelt. Für Apophis hat sich bereits sehr früh gezeigt, dass selbst mit durchgängig kryogenen Antriebselementen, hohe Gesamtsystemmassen erforderlich sind. Auf eine Betrachtung von weltraumlagerfähigen Transferstufen wurde im Fall von Apophis zunächst verzichtet.

In Tabelle 53 sind die iterativ ermittelten Strukturmassenverhältnisse für die Unterraketen eines Transferfahrzeuges mit bis zu fünf Einzelstufen aufgeführt. Tabelle 54 enthält die zugehörige Verteilung der Manöver auf die Einzelstufen. Da die Nutzlastmasse, die von einer Trägerrakete in den LEO gebracht werden kann, limitiert ist, ergeben sich für jede Transferstufenkonfiguration spezifische Startfenster. Zum Vergleich sind die Startfenster für Nutzlastmassen von 100 t und von 130 t in Tabelle 55 angegeben. Es wird auf eine Auflistung der Treibstoffmassen für die Einzelstufen verzichtet, da die Stufenmasse auf Maxima von 100 bzw. 130 t limitiert ist und sich daraus die Treibstoffmassen mithilfe des Strukturmassenverhältnisses (s.o. 6,5 bis 9 %) der Einzelstufen ergeben. Daraus folgen die Maxima für die Treibstoffmassen von 91 bis 93,5 t für 100-Tonnen-Stufen und von 118,3 bis 121,55 t für 130 t Stufen. Die Einzelmengen für Brennstoff und Oxidator ergeben sich aus dem für die Triebwerke benötigten Mischungsverhältnis (siehe Tabelle 52).

**Tabelle 53: Iterativ angepasste Strukturmassenverhältnisse der Unterraketen des Transferfahrzeuges für eine Apophismission.**

Architektur	$\sigma_1$	$\sigma_2$	$\sigma_3$	$\sigma_4$	$\sigma_5$
1 stufig	0,08	-	-	-	-
2 stufig	0,036	0,067	-	-	-
3 stufig	0,023	0,032	0,06	-	-
4 stufig	0,017	0,021	0,031	0,052	-
5 stufig	0,014	0,0175	0,022	0,031	0,055

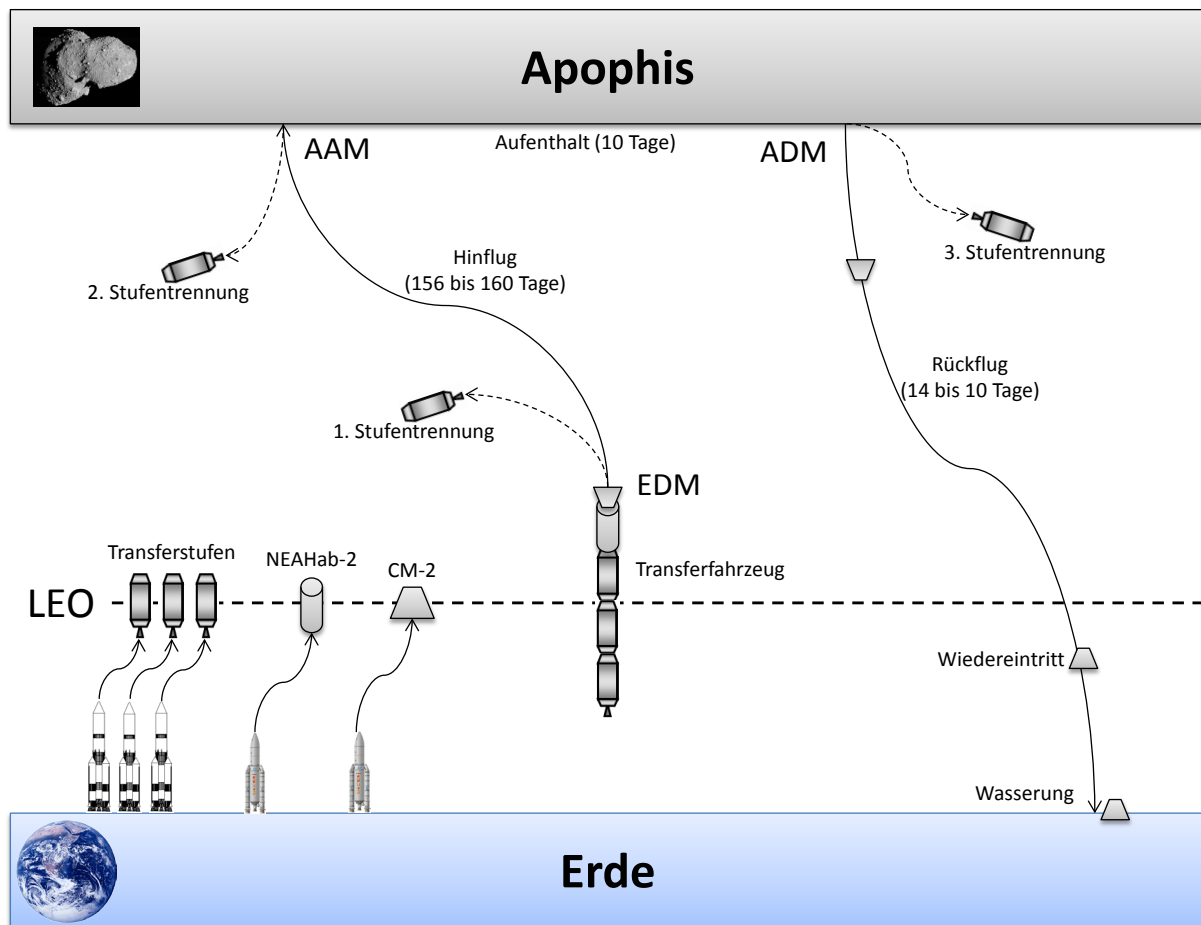
**Tabelle 54: Iterativ angepasste Verteilung der Manöver auf die Einzelstufen des Transferfahrzeuges für eine Apophismission.**

Architektur	$\Delta v_1$	$\Delta v_2$	$\Delta v_3$	$\Delta v_4$	$\Delta v_5$
1 stufig	EDM + AAM + ADM	-	-	-	-
2 stufig	73 % EDM	27 % EDM + AAM + ADM	-	-	-
3 stufig	43 % EDM	57 % EDM + 5 % AAM	95 % AAM + ADM	-	-
4 stufig	32 % EDM	41 % EDM	27 % EDM + 22 % AAM	78 % AAM + ADM	-
5 stufig	24 % EDM	30 % EDM	38 % EDM	8 % EDM + 30 % AAM	70 % AAM + ADM

**Tabelle 55: Startfenster für eine 180-Tage-Mission zu Apophis für verschiedene Besatzungsgrößen und Einzelstufenmassen bis 100 t bzw. 130 t.**

Stufenmasse	max. 100 t				max. 130 t		
	BM	2	3	4	2	3	4
1-stufig	-	-	-	-	-	-	-
2-stufig	-	-	-	-	-	-	-
3-stufig	3 d	-	-	9 d	3 d	-	-
4-stufig	12 d	5 d	1 d	24 d	12 d	6 d	-
5-stufig	20 d	11 d	5 d	33 d	20 d	11 d	-

Die durchgeführten Analysen haben gezeigt, dass für eine Mission zu Apophis im Minimalfall ein Transferraumfahrzeug mit drei Antriebsstufen, dem NEAHab und dem CM benötigt wird. Damit ist eine 180-Tage-Mission mit zwei Astronauten theoretisch realisierbar, wobei das Startfenster nur zwischen drei und neun Tagen geöffnet ist. Für das dreitägige Startfenster sind drei Schwerlastträger- raketen mit Nutzlastkapazitäten von 100 t zum Transport der Transferstufen in den LEO erforderlich. Das NEAHab für zwei Astronauten und das CM werden von separaten Trägerraketen in den LEO transportiert. Vor dem erstmöglichen Starttermin müssen alle Elemente im LEO zusammengefügt sein. Die Kopplung der Stufen im niedrigen Erdorbit soll mittels autonomer Systeme, ähnlich zu denen des ATV, geschehen. Als Kopplungsmechanismus ist der Einsatz des neuen internationalen Dockingstandards denkbar. Die Antriebssysteme zur Kopplung beschränken sich auf einige Lageregelungstriebwerke, wie sie auch beim ATV zum eingesetzt werden. In den hier durchgeführten Betrachtungen wurde angenommen, dass die Mechanismen und Lageregelungssysteme bereits in den Strukturmassen enthalten sind. In späteren Detailanalysen müssen in jedem Fall exaktere Modelle zur Kopplung und Lageregelung der einzelnen Transferstufen ausgearbeitet werden. Für die Konzeptauslegung sollen die hier durchgeführten Betrachtungen aber zunächst ausreichen.



**Abbildung 29: Ablaufschema für die Minimalmission zu Apophis mit einem Startfenster aus dem LEO von drei Tagen für zwei Astronauten.**

Das in Abbildung 29 dargestellte Ablaufschema für das Minimalszenario einer Apophismission stellt die Stufung im LEO und die Konfigurationen während der einzelnen Missionsphasen dar. Die Problematik der Lagerung kryogener Treibstoffe wird hierbei zusätzlich durch die lange Transferzeit und die späte Ausführung der Asteroidenmanöver beeinträchtigt. Ein solches Szenario ist trotz der theoretischen Machbarkeit als unrealistisch einzustufen. Aus finanzieller Sicht würde der Start von mindestens drei Schwerlastträgern und zwei Mittelklasseträgern, neben dem Bau der Einzelkomponenten, einen großen Teil des Budgets einnehmen. Zuletzt müsste außerdem ein strenger Zeitplan eingehalten werden, was bei bemannten Systemen zumindest in der Vergangenheit häufig nicht realisiert werden konnte.

Wie aus Tabelle 55 entnommen werden kann, sind mit einem fünfstufigen Transferfahrzeug und Einzelstufenmassen von maximal 130 t, Startfenster von bis zu 33 Tagen für zwei Astronauten und bis zu 11 Tagen für vier Astronauten möglich. Der Start von fünf Schwerlastträgerraketen für die Transferstufen stellt jedoch wegen des finanziellen Aufwandes und der hohen Systemkomplexität ein unrealistisches Szenario dar. Ein 30-tägiges Startfenster in Kombination mit der hohen Stufenanzahl wird außerdem als zu kritisch für eine bemannte Mission eingeschätzt.

Zusammenfassend lässt sich feststellen, dass eine bemannte Apophismission zumindest mit herkömmlichen und derzeit in Europa verfügbaren Antriebstechnologien nicht realisierbar ist. Die wesentlichen Gründe sind die nicht verfügbare Langzeitlagerfähigkeit von kryogenen Treibstoffen, die

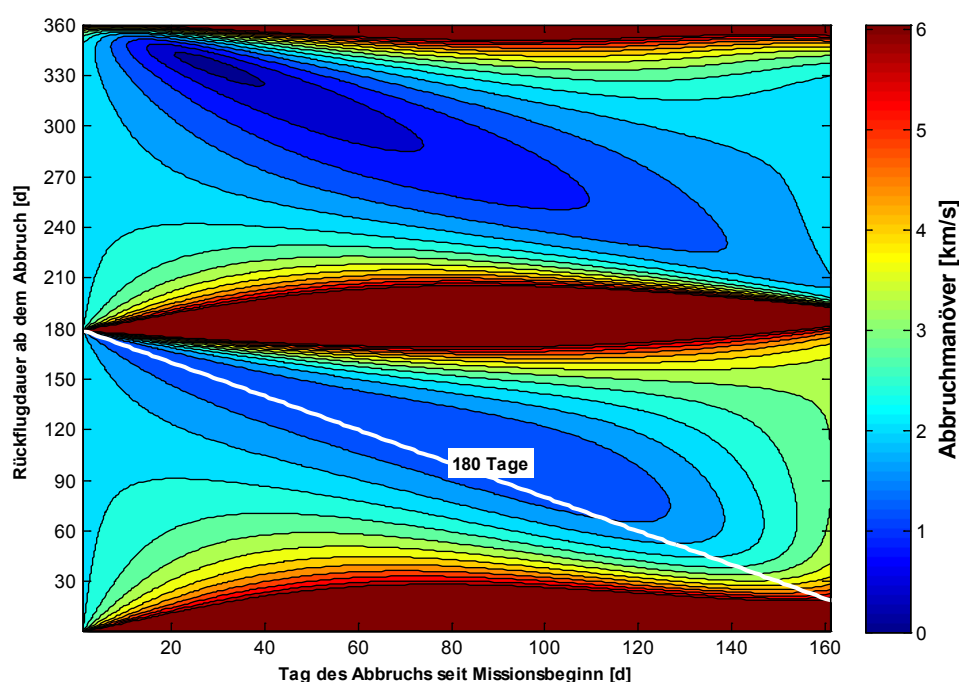


strengen Anforderungen an die zeitliche Umsetzung und der hohe finanzielle Aufwand für eine vergleichsweise kurze Mission. Des Weiteren ist in Europa derzeit kein Schwerlastträgersystem für Nutzlastmassen von 100 t oder mehr verfügbar oder in der Planung.

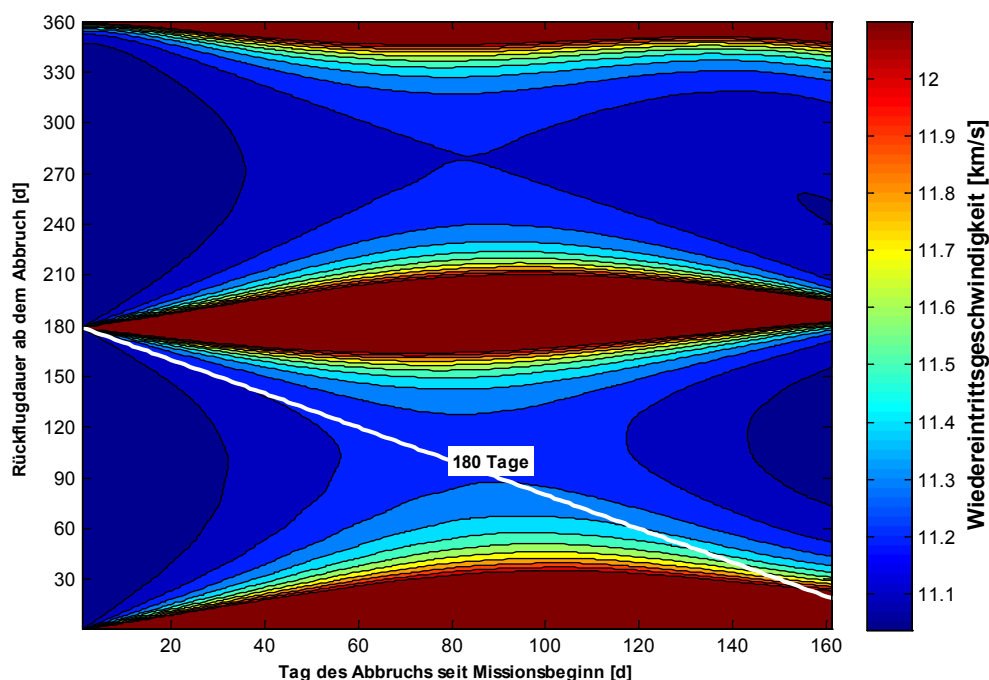
### 5.1.3 Abbruchmöglichkeiten

Der Antriebsbedarf für die in Abschnitt 3.2.4 diskutierten Abbruchbahnen wird im Folgenden exemplarisch, anhand eines gewählten Startdatums für die Apophismission, ausgewertet. Nach der Festlegung eines Startfensters sollten die folgenden Betrachtungen jedoch auch für das gesamte Startfenster durchgeführt werden. In Abbildung 30 ist der Antriebsbedarf für das Abbruchmanöver in einem Konturdiagramm für einen Start am 16. Oktober 2028 aufgetragen. Abbildung 31 zeigt die dazugehörigen Wiedereintrittsgeschwindigkeiten, ebenfalls in einem Konturdiagramm.

Entsprechend der Analysen aus Abschnitt 5.1.1 stehen für AAM und ADM bei einem Start am 16. Oktober 2028 insgesamt 5,95 km/s zur Verfügung. Damit beträgt die längst mögliche Rückflugdauer für einen Quick Abort 30 Tage, für den Fall, dass die Mission am 76. oder 77. Tag nach dem EDM abgebrochen werden muss. An allen anderen Hinflugtagen sind Rückflugzeiten von weniger als 30 Tagen bei einem Missionsabbruch möglich. Die Gesamtflugzeit kann folglich in allen Fällen gegenüber der Nominalmissionsdauer verkürzt werden. Die in Abbildung 32 aufgetragene Gesamtmissionsdauer für die einzelnen Abbruchzeitpunkte verdeutlicht die Verkürzung der Gesamtmissionszeit. Demnach kann bei einem frühen Missionsabbruch innerhalb des ersten Monats nach dem EDM eine Verkürzung auf weniger als 50 Tage erreicht werden. Je später die Mission abgebrochen wird, desto geringer wirkt sich die Verkürzung der Rückflugdauer auf die Gesamtmissionszeit aus. Bei einem Abbruch kurz vor der Ankunft am Asteroiden ist keine Verkürzung der Missionsdauer mehr möglich. Dies liegt insbesondere an der für diesen Transfer sehr langen Hinflugdauer von 160 Tagen. Das Einsparpotenzial bei der Rückflugdauer ist auf die eigentliche Rückflugdauer von 10 Tagen begrenzt.



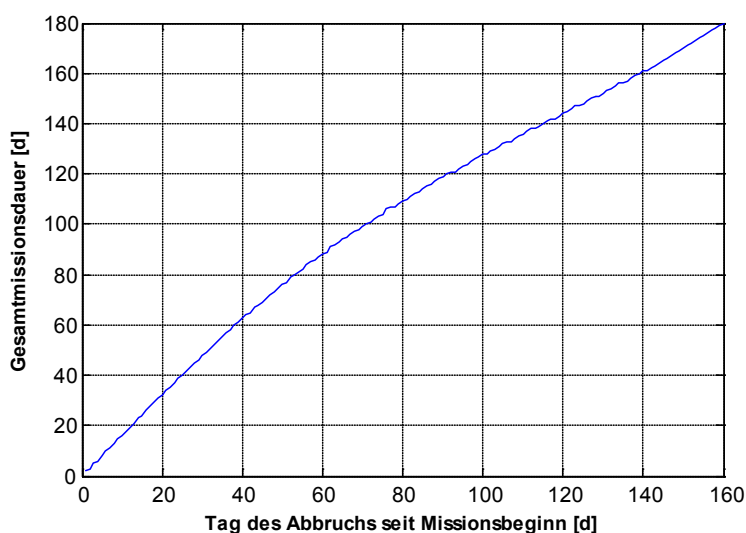
**Abbildung 30: Antriebsbedarf für verschiedene Abbruchbahnen für eine 180-Tage Mission zu Apophis mit Start am 16. Oktober 2028.**



**Abbildung 31: Wiedereintrittsgeschwindigkeit für verschiedene Abbruchbahnen für eine 180-Tage Mission zu Apophis mit Start am 16. Oktober 2028.**

Die Wiedereintrittsgeschwindigkeiten liegen für alle Quick Return Szenarien oberhalb von 12 km/s und sind damit grenzwertig für das Thermalschutzsystem und bezüglich der Beschleunigungslasten beim Wiedereintritt. Der Quick Return kann folglich nicht ausschließlich auf Basis des verfügbaren Antriebsbedarfs berechnet werden, sondern muss die Grenzwerte für den Wiedereintritt beinhalten. Für das hier vorgestellte Szenario bedeutet dies, dass die Rückflugphase zur Erde zugunsten einer geringeren Wiedereintrittsgeschwindigkeit verlängert werden sollte. Missionsabbrüche in dem in Abbildung 32 dargestellten Grenzbereich sind nicht praxisrelevant.

Für den Minimum Return der Apophismission im Falle eines fehlerhaften Antriebssystems müssen bei Einhaltung der Gesamtmissionsdauer mindestens 1,353 km/s für das Abbruchmanöver aufge-



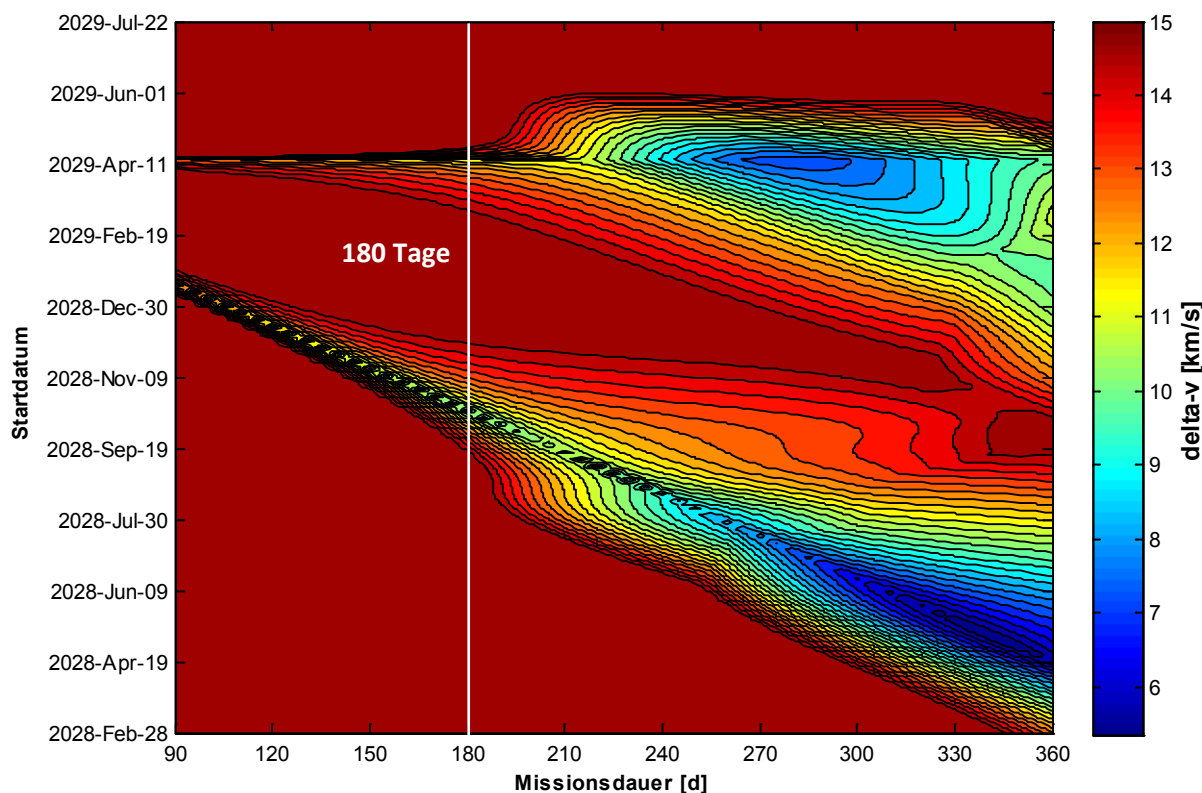
**Abbildung 32: Gesamtmissionszeit für das Quick Abort Szenario einer Apophismission aufgetragen über dem Abbruchtag seit Missionsbeginn.**

bracht werden. Mit einem Antriebsbedarf von bis zu 1,36 km/s ist der Abbruch bis zum 75. Tag des Hinfluges bei einer Gesamtmissionsdauer von 180 Tagen möglich. Spätere Missionsabbrüche erfordern entsprechend höhere Geschwindigkeitsänderungen und sind bei fehlerhaften Antriebssystemen eventuell nicht mehr umsetzbar.

#### 5.1.4 Ausblick und Optionen

Auf Basis der bisher getroffenen Annahmen für eine Asteroidenmission existiert kein realisierbares Szenario für eine bemannte Mission zu Apophis. Dieser Asteroid besitzt jedoch ein hohes Potenzial für einen Einschlag auf der Erde und wird zunächst am 13. April 2029 sehr dicht an der Erde vorbeifliegen. Sollte dieser Vorbeiflug die Bahn von Apophis in einer bestimmten Weise ablenken, dann steigt die Wahrscheinlichkeit für einen Einschlag auf der Erde circa sieben Jahre nach dem dichten Vorbeiflug. Möglicherweise muss spätestens bis zu diesem Jahr der Versuch unternommen werden, die Bahn des Asteroiden zu ändern, um eine globale Katastrophe zu verhindern. Einige der im Folgenden geführten Betrachtungen sollen einen Ausblick auf mögliche Szenarien geben, die eine bemannte Apophismission mit einigen Änderungen der Grundannahmen ermöglichen könnten.

Aufgrund der Strahlungsbelastung für die Astronauten wurde die Missionsdauer bisher auf 180 Tage limitiert. Mithilfe des Transferbahn-Algorithmus (siehe Abschnitt 3.2) ist es möglich, den Antriebsbedarf auch für andere Missionslängen zu analysieren. In Abbildung 33 ist ein Konturdiagramm mit den Ergebnissen dieser Analysen dargestellt. Auf der Abszisse sind verschiedene Missionslängen zwischen 90 und 360 Tagen aufgetragen. Die Ordinate gibt das Startdatum zum jeweils erforderlichen, farblich abgesetzten Gesamtantriebsbedarf an. Eine senkrechte Linie markiert das bisher verwendete Szena-



**Abbildung 33:** Gesamtantriebsbedarf für Flüge zu Apophis mit Missionszeiträumen zwischen 90 und 360 Tagen. Die Ordinate zeigt das jeweilige Startdatum. Für Werte größer als 15 km/s sind keine Konturlinien mehr dargestellt.

rio. Die Schnittdarstellung an der Stelle der senkrechten Linie entspricht dem Verlauf des Gesamtantriebsbedarfs, wie er in Abbildung 27 zu sehen ist.

In der Grafik ist gut erkennbar, dass bei einer längeren Missionsdauer im Allgemeinen ein niedrigerer Gesamtantriebsbedarf erforderlich ist. Außerdem existiert eine größere Anzahl von möglichen Startdaten mit geringem Gesamtantriebsbedarf. Bei einer 180-Tage-Mission steigt der Antriebsbedarf neben den an das Optimum angrenzenden Startdaten nahezu sprunghaft an. Bei einer Missionsdauer von 330 Tagen erstreckt sich das Fenster, für einen Antriebsbedarf von weniger als 9 km/s, hingegen über mehrere Monate.

Eine längere Missionsdauer ist, auf den ersten Blick, vorteilhaft für den Gesamtantriebsbedarf des Systems. Längere Transferzeiten bei bemannten Missionen erfordern jedoch mehr Verbrauchsmaterialien und einen größeren Lebensraum für die Astronauten. Außerdem stellt die Problematik der Strahlungsbelastung für längere Missionen erhöhte Anforderungen an den Strahlungsschutz, wodurch die Systemmasse zusätzlich ansteigen kann. Inwiefern die Startmassen bei steigenden Nutzlastmassen von dem geringeren Antriebsbedarf profitieren, wird in dieser Arbeit nicht weiter analysiert. Aus programmatischer Sicht sind, nach der Betrachtung der Raumfahrtstrategien und technologischen Entwicklung, Missionen von mehr als 180 Tagen derzeit noch nicht umsetzbar. Die Analyse des Antriebsbedarfs für eine Apophismission zeigt jedoch deutlich das Potenzial von Langzeitmissionen.

Neben einer Verlängerung der Missionsdauer ist in jedem Fall eine Senkung der Nutzlastmasse erstrebenswert. Insbesondere eine Verringerung der Habitatmasse kann sich positiv auf die Länge des Startfensters bei einer gleichbleibenden Einzelstufenmasse auswirken. Das CM bietet aufgrund der bereits geringen Gesamtmasse nur wenig Spielraum zur Masseeinsparung.

Mit geringer werdendem Antriebsbedarf können möglicherweise auch weltraumlagerfähige Treibstoffe eingesetzt werden. Die Stufenanzahl und die Stufenmassen werden dadurch nicht geringer, das Gesamtszenario ist jedoch insgesamt realistischer.

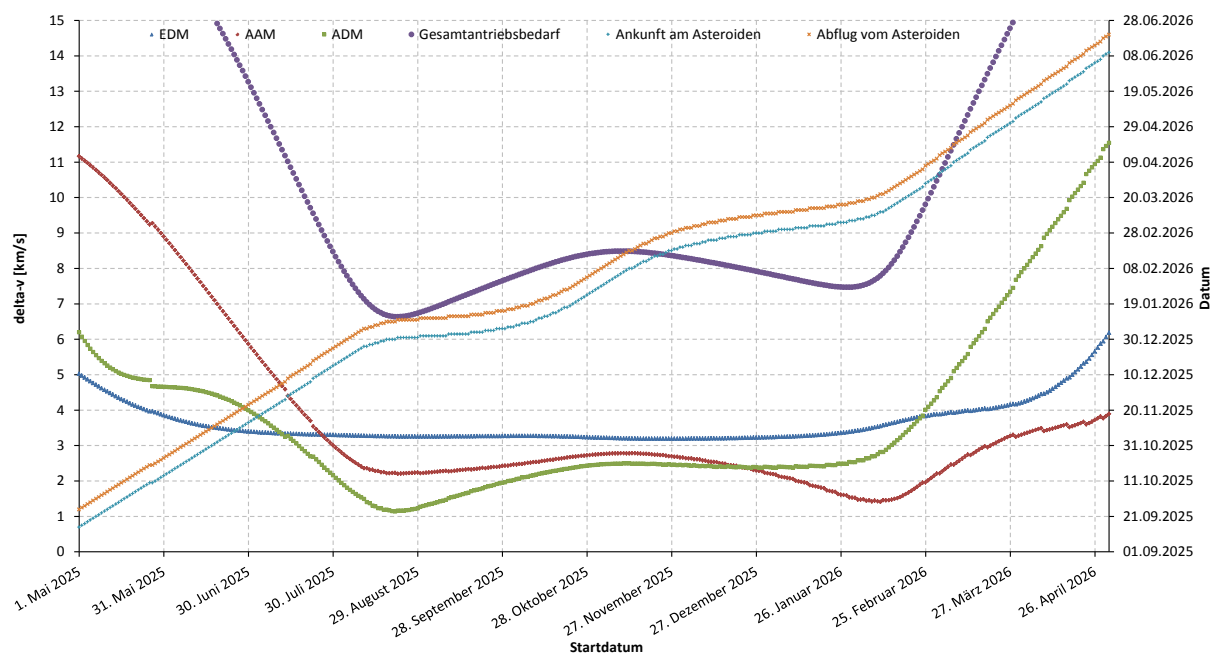
Die zeitliche Planung der gesamten Startphase wird sich jedoch auch bei identischen Stufenmassen und identischer Stufenanzahl entspannen, da über einen breiteren Zeitraum Missionen mit geringeren delta-v-Werten möglich sind. Zum Erreichen eines angemessenen Startfensters ist somit nicht zwangsläufig eine Erhöhung der Stufenanzahl, wie bei der 180-Tage-Mission (siehe Tabelle 55), erforderlich.

Über alle Optionen hinweg bringt die Entwicklung von Techniken zur Langzeitlagerung von Raketentreibstoffen, insbesondere für eine bemannte Apophismission, sehr große Vorteile durch das Erreichen einer besseren Treibstoffausnutzung. Diesbezüglich sind in der Vergangenheit bereits Studien [124] durchgeführt worden. Mit steigenden Nutzlastmassen und weiter entfernten interplanetaren Zielen steigt deshalb auch die Forderung nach derartigen Technologien.

## 5.2 Alternativmission – 1999 AO10

### 5.2.1 Transferbahnen und Antriebsbedarf

Nach dem gleichen Vorgehen, wie bei der Apophismission, wird in diesem Abschnitt der Antriebsbedarf für einen bemannten Flug zum Asteroiden 1999 AO10 analysiert und aufbauend darauf die Stufungskonzepte erarbeitet. 1999 AO10 wurde in Abschnitt 3.3.3 anhand verschiedener physikalischer



**Abbildung 34: Verteilung des gesamten Antriebsbedarfs und des Antriebsbedarfs der Einzelmanöver für eine 180-Tage Mission zu 1999 AO10. Auf der sekundären Ordinate sind die Ankunfts- bzw. Abflugdaten am Asteroiden aufgetragen.**

Parameter als Alternativziel zu Apophis ausgewählt. Der Antriebsbedarf wurde mithilfe des Transferbahn-Algorithmus aus Abschnitt 3.2 bestimmt. Das Datum der dichtesten Annäherung von 1999 AO10 an die Erde ist der 12. Februar 2026.

Anhand der Kurvenverläufe in Abbildung 34 ist zunächst erkennbar, dass der Gesamtantriebsbedarf deutlich geringer, als bei der Apophismission ist. Der Kurvenverlauf ist außerdem gleichmäßiger und die Asteroidenmanöver sind geringer und variieren weniger stark über den dargestellten Zeitraum. Die Transferzeit für den Hinflug variiert zwischen 30 und 138 Tagen, der Rückflug beansprucht zwischen 32 und 140 Tagen. Die Aufenthaltszeit am Asteroiden von 10 Tagen bleibt über den gesamten Analysezeitraum konstant.

Der minimale Antriebsbedarf für einen Flug zu 1999 AO10 beträgt 6,64 km/s und ist bei einem Start am 22. August 2025 möglich. Ein lokales Minimum von 7,47 km/s kann bei einem Start am 28. Januar 2026, und damit 15 Tage vor dem Datum der dichtesten Annäherung des Asteroiden an die Erde, erreicht werden. Im Fall von 1999 AO10 ist die dichteste Annäherung jedoch mit 0,0268 AU bzw. 4 Mio. km nicht mit der von Apophis vergleichbar. Durch die große Entfernung zur Erde treten keine Swing-by Effekte auf, welche den Verlauf des Antriebsbedarfs beeinflussen. Diese Schlussfolgerung wurde bereits bei der Analyse der Apophis-Transferbahnen abgeleitet und findet hiermit eine Bestätigung. Die kleinen Zacken im Verlauf entstehen aufgrund von geringen Gradienten im Bereich des minimalen Gesamtantriebsbedarfs bei der Berechnung des Antriebsbedarfs für jeweils ein Startdatum. Der flache Kurvenverlauf führt dazu, dass kleine Sprünge von ein oder zwei Tagen auftreten, die jedoch mit einer höheren Auflösung in der Schrittweite der Ephemeriden und bei der Transferbahnberechnung nicht mehr erscheinen sollten. Eine Nachprüfung dieser Vermutung soll hier jedoch nicht erfolgen.

### 5.2.2 Stufung und Startfenster

Die Transferstufenauslegung wird bei 1999 AO10 grundlegend analog zu der von Apophis durchgeführt. Die Manöver und Strukturmassenverhältnisse werden von Hand angepasst und auf die Einzelstufen verteilt, sodass sich möglichst einheitliche Stufenmassen und einheitliche Strukturmassenverhältnisse im Bereich von 6,5 bis 9 % für die Einzelstufen ergeben. In dem hier erarbeiteten Szenario soll jedoch gegenüber dem Apophis-Szenario keine Langzeitlagerfähigkeit von kryogenen Treibstoffen angenommen werden. Diese Einschränkung lässt es lediglich zu, dass eine rein für das EDM eingesetzte Stufe kryogen betrieben werden kann. Meist ist dies die erste aktive Transferstufe. Alle weiteren Antriebsstufen, auch wenn sie einen Anteil am EDM besitzen, werden mit lagerfähigen Treibstoffgemischen betrieben. Die Formeln und Parameter für die Berechnungen sind bei 1999 AO10 ebenso wie bei Apophis gültig und entsprechend aus Abschnitt 5.1.2 zu entnehmen.

In Tabelle 56 sind die ermittelten Strukturmassenverhältnisse der Unterraketen angegeben, in Tabelle 57 ist die Verteilung der Manöver aufgeführt.

**Tabelle 56: Iterativ angepasste Strukturmassenverhältnisse der Unterraketen des Transferfahrzeuges für eine Mission zu 1999 AO10. Der in Klammern angeführte Buchstabe gibt an, ob es sich um eine kryogene (k) oder eine mit lagerfähigen Treibstoffen betriebene Stufe (l) handelt.**

Architektur	$\sigma_1$	$\sigma_2$	$\sigma_3$	$\sigma_4$	$\sigma_5$
1 stufig	0,08 (l)	-	-	-	-
2 stufig	0,036 (k)	0,065 (l)	-	-	-
3 stufig	0,025 (k)	0,035 (l)	0,065 (l)	-	-
4 stufig	0,018 (k)	0,022 (l)	0,033 (l)	0,055 (l)	-
5 stufig	0,014 (k)	0,0195 (l)	0,022 (l)	0,028 (l)	0,053 (l)

**Tabelle 57: Iterativ angepasste Verteilung der Manöver auf die Einzelstufen des Transferfahrzeuges für eine Mission zu 1999 AO10.**

Architektur	$\Delta v_1$	$\Delta v_2$	$\Delta v_3$	$\Delta v_4$	$\Delta v_5$
1 stufig	EDM + AAM + ADM	-	-	-	-
2 stufig	73 % EDM	27 % EDM + AAM + ADM	-	-	-
3 stufig	45 % EDM	51 % EDM	4 % EDM + AAM + ADM	-	-
4 stufig	32 % EDM	30 % EDM	38 % EDM + 15 % AAM	85 % AAM + ADM	-
5 stufig	24 % EDM	24 % EDM	31 % EDM	21 % EDM + 31 % AAM	69 % AAM + ADM

Mit Ausnahme der einstufigen Konfiguration wird bei allen anderen Konfigurationen ein Teil des EDM mit einer kryogenen Stufe ausgeführt. Alle folgenden Stufen werden mit weltraumlagerfähigen Treibstoffen betrieben. Für die Montage im Orbit bietet das deutliche Vorteile, da erste Antriebsstu-

fen bereits lange vor dem eigentlichen Start zum Asteroiden in eine Erdumlaufbahn gebracht werden können, ohne dass Leistungsminderungen durch verdampfende Treibstoffe auftreten. Dieses Szenario ist damit deutlich realistischer, als ein rein kryogener Stufenaufbau. Die Auslegung der Erststufe als Kryogenstufe wird als weniger problematisch angesehen, da mit voraussichtlich einfachen Mitteln, die Lagerung der Treibstoffe bei tiefen Temperaturen für einige Tage gewährleistet werden kann. Diese Annahme stützt sich auf die zu erwartende technologische Weiterentwicklung im Bereich der Tankisolierungen. Unter der Annahme, dass diese Stufe erst kurz vor dem Start zum Asteroiden in den Erdorbit transportiert wird, sollte eine kryogene Lagerung ohne große Verluste kurzzeitig möglich sein.

Anhand der Manöververteilung und iterativen Optimierung der Strukturmassenanteile stehen für eine Mission zu 1999 AO10 die in Tabelle 58 dargestellten Startfenster zur Verfügung. Ein einstufiges Szenario ist auch bei 1999 AO10 nicht denkbar, da insbesondere der unmögliche Einsatz einer Kryogenstufe die Treibstoffmassen und damit auch die Stufenmasse zu groß werden lässt.

**Tabelle 58: Startfenster für eine 180-Tage-Mission zu 1999 AO10 für verschiedene Besatzungsgrößen und Einzelstufenmassen bis 50, 100 und 130 t**

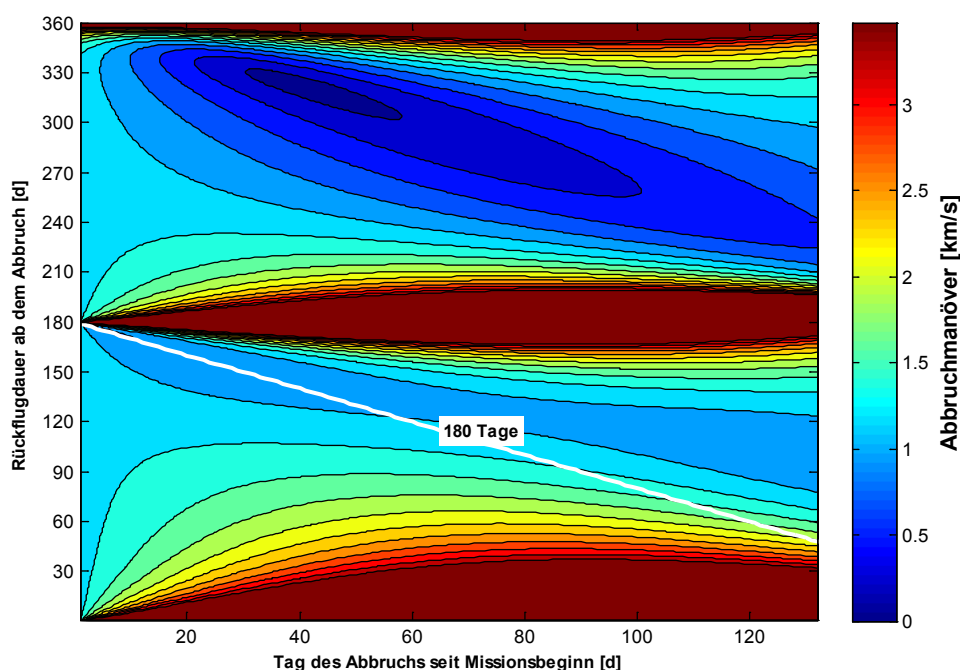
Stufenmasse	max. 50 t			max. 100 t			max. 130 t			
	BM	2	3	4	2	3	4	2	3	4
1-stufig	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
2-stufig	-	-	-	18 d	-	-	42 d	17 d	-	-
3-stufig	-	-	-	35 d	7 d	-	93 d	35 d	15 d	-
4-stufig	9 d	-	-	144 d	77 d	35 d	208 d	144 d	90 d	-
5-stufig	34 d	-	-	206 d	125 d	58 d	216 d	206 d	142 d	-

Ab einer Konfiguration mit vier Stufen sind Missionen mit bis zu vier Astronauten bei Startfenstern von mehr als einem Monat Länge möglich. Eine fünfstufige Konfiguration aus Einzelstufen von weniger als 50 t Einzelmasse ermöglicht ebenfalls ein circa einmonatiges Startfenster, allerdings nur für zwei Astronauten. Mit Stufen von bis zu 100 t Einzelmasse kann ein Startfenster von fast sieben Monaten erreicht werden.

Es zeigt sich jedoch anhand der Stufungskonzepte derselbe Trend, wie auch bei Apophis: Erst mit einer steigenden Stufenanzahl stehen praktikable Startfenster zur Verfügung. Die Verwendung von weltraumlagerfähigen Treibstoffen macht dieses Szenario, trotz der vermutlich hohen Startkosten, realistischer. Mit der Verbesserung der Tieftemperaturlagerfähigkeit von flüssigem Wasserstoff und Sauerstoff ließen sich bei der drei- und vierstufigen Konfiguration möglicherweise noch die zweite Stufe und bei der fünfstufigen Konfiguration zusätzlich die dritte Stufe kryogen betreiben.

### 5.2.3 Abbruchmöglichkeiten

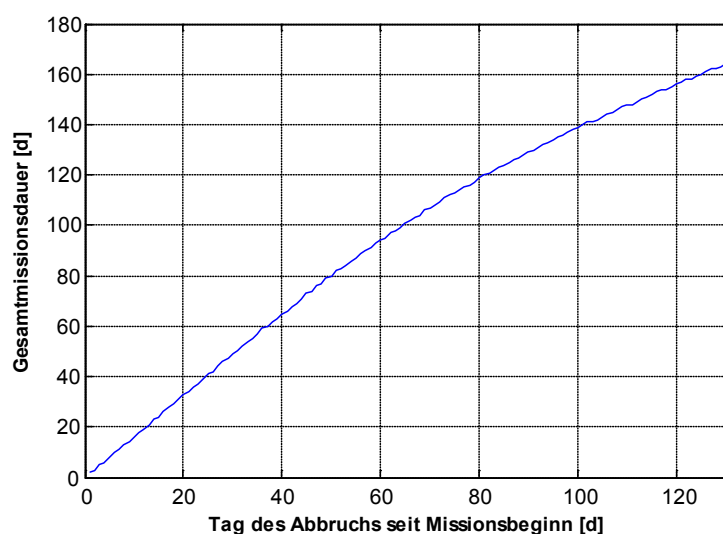
Analog zu den in den Abschnitten 3.2.4 und 5.1.3 aufgeführten Betrachtungen werden im Folgenden die Abbruchmöglichkeiten für eine Mission zu 1999 AO10, anhand eines ausgewählten Startdatums, diskutiert. Analog zu Apophis erfolgen die Betrachtungen ebenfalls anhand des Datums des globalen Minimums, dem 22. August 2025. Für die AAM und ADM stehen dabei insgesamt 3,37 km/s als Antriebsbedarf zur Verfügung, welcher für einen Quick Return verwendet werden kann.



**Abbildung 35: Antriebsbedarf für verschiedene Abbruchbahnen für eine 180-Tage Mission zu 1999 AO10 mit Start am 22. August 2025.**

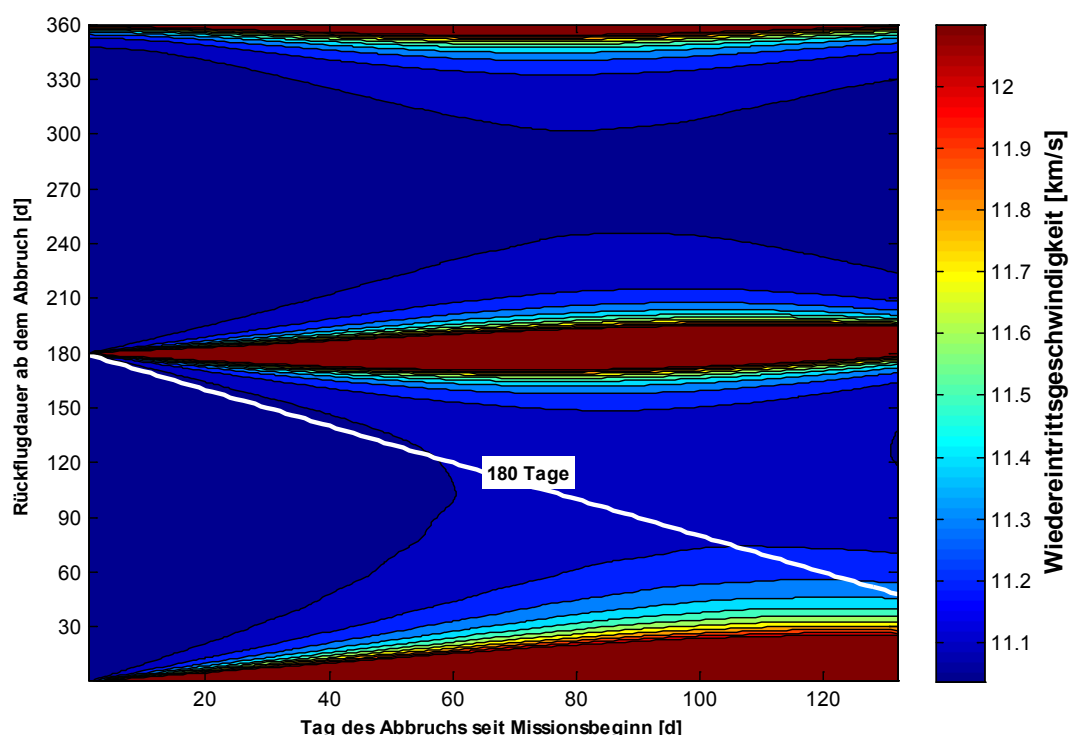
In Abbildung 35 sind die benötigten Geschwindigkeitsänderungen für verschiedene Abbruchbahnen aufgetragen. Der Quick Return mit einem voll funktionsfähigen Antriebssystem kann demnach jederzeit während des Hinfluges durchgeführt werden. Das Potenzial zur Verkürzung der Gesamtmission ist, wie in Abbildung 36 erkennbar, nahezu identisch mit der für Apophis ermittelten Verkürzung. Aufgrund der geringeren Hinflugdauer ist im Fall von 1999 AO10 jedoch eine geringere maximale Gesamtmissionsdauer von 165 Tagen bei einem sehr späten Abbruch möglich.

Ein Minimum Return kann bereits mit einem Antriebsbedarf von 0,92 km/s realisiert werden, allerdings ist dies nur etwa eine Woche nach dem EDM möglich. Ein Abbruch mit einem Manöver von bis zu 1 km/s kann bis zu zwei Monate nach dem EDM erfolgen. Mit 1,2 bzw. 1,4 km/s ist der Missions-



**Abbildung 36: Gesamtmissionszeit für das Quick Abort Szenario einer Mission zu 1999 AO10, aufgetragen über dem Abbruchtag seit Missionsbeginn.**





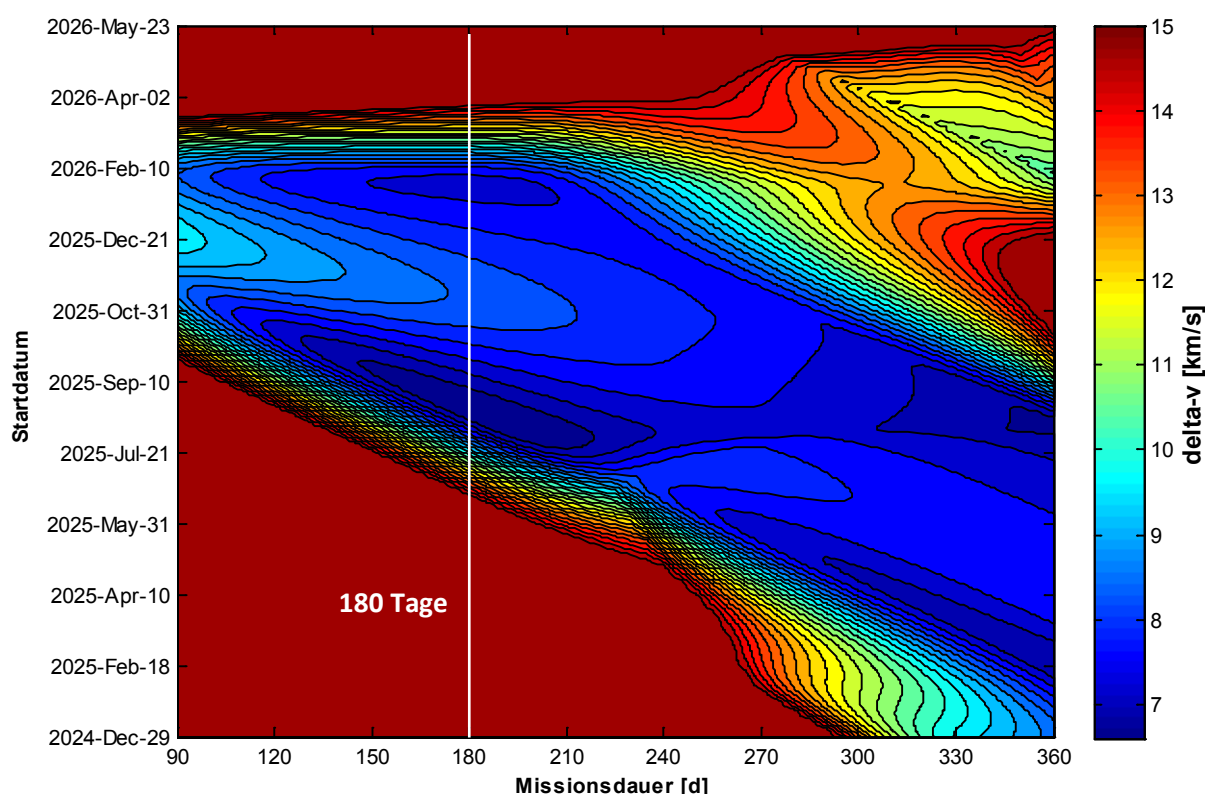
**Abbildung 37: Wiedereintrittsgeschwindigkeit für verschiedene Abbruchbahnen für eine 180-Tage Mission zu 1999 AO10 mit Start am 22. August 2025.**

abbruch bis zu zwei bzw. drei Monate nach dem EDM möglich. Für einen Abbruch kurz vor der Ankunft am Asteroiden sind 2,15 km/s notwendig, um das Raumfahrzeug direkt zur Erde zurückzubringen. Die Gesamtmissionsdauer wird dadurch allerdings nicht verkürzt.

Die Wiedereintrittsgeschwindigkeiten sind im Falle des Quick Return auf einem ebenso hohen Niveau, wie bei der Apophismission. Mit einer geringfügig höheren Rückflugdauer sind die Geschwindigkeiten jedoch in einem akzeptablen Bereich von unter 11,5 km/s. Bei Apophis bedarf es dafür einer größeren Ausdehnung der Gesamtmissionsdauer, womit das Potenzial des Quick Return nicht voll ausgenutzt werden kann. Die Wiedereintrittsgeschwindigkeiten für das Minimum Return Szenario liegen in einem Bereich um 11,1 km/s und sind damit im unkritischen Bereich.

#### 5.2.4 Ausblick und Optionen

Die bereits bei der Betrachtung für die Optionen einer Apophismission durchgeführte Veränderung der Gesamtflugzeit wird zum Vergleich auch für 1999 AO10 ausgewertet. Es soll festgestellt werden, ob für diesen Asteroiden dieselben Schlüsse gelten. In Abbildung 38 ist in diesem Fall der Gesamtantriebsbedarf für Flüge zu 1999 AO10 aufgetragen. Grundsätzlich ist erkennbar, dass der Antriebsbedarf für fast alle Missionszeiträume über mehrere Startdaten hinweg bei Werten deutlich unterhalb von 10 km/s liegt. Die betrachtete Missionsdauer von 180 Tagen liegt außerdem sehr dicht bei dem für diese Abbildung gültigen globalen Minimum. Eine Ausdehnung der Mission auf einen längeren Transferzeitraum bringt im Fall von 1999 AO10 keine nennenswerten Vorteile bezüglich des Antriebsbedarfs.



**Abbildung 38:** Gesamtantriebsbedarf für Flüge zu 1999 AO10 mit Missionszeiträumen zwischen 90 und 360 Tagen. Die Ordinate zeigt das jeweilige Startdatum. Für Werte größer als 15 km/s sind keine Konturlinien mehr dargestellt.

Entgegen einer Verlängerung der Missionsdauer besteht in diesem Fall die Möglichkeit einer Verkürzung der Flugzeit, da auch im Bereich unterhalb der optimalen Missionsdauer von etwa 180 Tagen noch kein wesentlicher Anstieg im Antriebsbedarf auftritt. Die Einsparung von Verbrauchsmaterialien und damit von Nutzlastmasse bei einer kürzeren Gesamtmision kann möglicherweise die Mehraufwendungen für den leicht gestiegenen Antriebsbedarf kompensieren und so zu einer geringeren IMLEO führen. Betrachtungen zu dieser Vermutung werden in dieser Arbeit jedoch nicht geführt.

### 5.3 Vergleich von Apophis- und Alternativszenario, Risikobewertung

Nach der Betrachtung zweier Missionsszenarien zu unterschiedlichen Zielasteroiden soll ein Vergleich dieser beiden Missionen erfolgen, um im Ergebnis eine Aussage zu den jeweiligen Anforderungen und der Machbarkeit treffen zu können. Außerdem werden die allgemeinen Risiken für beide Missionen kurz dargestellt und verglichen.

Der Antriebsbedarf bildet für beide Szenarien den Ausgangspunkt und bestimmt zusammen mit der Nutzlastmasse und dem Stufungskonzept die Gesamtstartmasse des Transferraumfahrzeuges im niedrigen Erdorbit (IMLEO). Unter der Annahme, dass mindestens ein einmonatiges Startfenster vom niedrigen Erdorbit aus erreicht werden soll, werden in Tabelle 59 die Minimalszenarios gegenübergestellt.

**Tabelle 59: Zusammenfassung der Szenarien für die Missionen zu Apophis und 1999 AO10**

Ziel	Startjahr	Startfenster	Besatzung	max. Träger-nutzlast	Transfer-stufen	IMLEO
Apophis	2028	33 d	2	130 t	5x kryogen	595 t
1999 AO10	2025	35 d	2	100 t	1x kryogen 2x lagerfähig	312 t

Während für einen Flug von zwei Astronauten zu Apophis insgesamt fünf Schwerlastträgerstarts mit jeweils bis zu 130 t Nutzlastmasse erforderlich sind, kann derselbe Missionsumfang für 1999 AO10 mit nur drei 100-t-Starts erfüllt werden. Zu den Schwerlastträgern kommen jeweils noch die Starts der Nutzlasten mit einer Gesamtmasse von circa 25 t hinzu. Diese können mit einem leichteren Trägersystem, welches außerdem für bemannte Starts qualifiziert sein muss, durchgeführt werden. Die Gesamtstartmasse der Apophismission ist somit 283 t höher, als die für eine Mission zu 1999 AO10.

Aus Sicht des Antriebsbedarfs ist das Transfersystem für die Apophismission dazu in der Lage, eine Gesamtgeschwindigkeitsänderung von bis zu 12,6 km/s aufzubringen. Das Transfersystem für die Mission zu 1999 AO10 kann in der dargestellten Konfiguration einen Gesamtantriebsbedarf von 7,18 km/s aufbringen.

Für die Mission zu Apophis müssen alle Stufen mit kryogenen Treibstoffen betrieben werden, um einen entsprechend hohen Gesamtimpuls zu erhalten. Die kryogene Treibstofflagerung ist jedoch derzeit noch nicht über einen Zeitraum von mehreren Monaten möglich, ohne dass große Teile des Treibstoffes verdampfen. Außerdem müssten alle fünf Transferstufen vor dem Start der Besatzung im niedrigen Erdorbit installiert werden, wodurch sich der erforderliche Zeitraum für die Lagerung zusätzlich verlängert.

Die Wiedereintrittsgeschwindigkeit für eine Apophismission beträgt im betrachteten Startzeitraum zwischen 11,49 und 13,77 km/s. Die Rückkehr von 1999 AO10 erfolgt mit Geschwindigkeiten zwischen 11,16 und 11,62 km/s. Die zukünftige Weiterentwicklung von Hitzeschutzmaterialien kann nach eigenen Einschätzungen Wiedereintrittsgeschwindigkeiten von circa 12 km/s für bemannte Raumfahrzeuge ermöglichen. Neben den thermischen Belastungen führen jedoch insbesondere die Beschleunigungslasten zu Problemen für die Astronauten, weshalb höhere Geschwindigkeiten von Raumkapseln der gewählten Bauart nicht zu erwarten sind.

Aufgrund der Komplexität des Transferfahrzeuges und der Einschränkungen durch die Treibstofflagerung wird das Apophis-Szenario als durchgehend unrealistisch bewertet. Des Weiteren stellt die Problematik der hohen Wiedereintrittsgeschwindigkeiten zu hohe Anforderungen an den Thermalschutz, wofür nach aktuellem Stand keine Lösungsmöglichkeiten existieren. Auf eine Betrachtung der Kosten für ein solches Projekt wurde in dieser Arbeit verzichtet. Es kann aber davon ausgegangen werden, dass aufgrund des hohen Entwicklungsaufwandes und der hohen Anzahl von Trägerraketensstarts, unter der Annahme der Erfüllung aller technologischer Voraussetzungen, bereits die Kosten allein zu einer Absage an die Apophismission führen werden.

Demgegenüber kann eine Mission zu 1999 AO10 mit einem Stufungskonzept aus kryogenen und lagerfähigen Treibstoffen realisiert werden. Die Lagerung der Kryogentreibstoffe bleibt auf die erste Stufe beschränkt. Für den Fall, dass diese Stufe zuletzt vor der Besatzung in den LEO transportiert wird, sollte eine Nutzung von Kryogentreibstoffen möglich sein. Bezüglich der Antriebstechnologien wird das Szenario somit als realistisch eingestuft.

Bau und Entwicklung eines Schwerlastträgersystems mit einer Nutzlastkapazität von bis zu 100 t erscheinen ebenfalls realistisch und sollten im Rahmen der bereits existierenden Erfahrungen mit Antriebssystemen in Europa umsetzbar sein. Diese Aussage kann jedoch im Rahmen dieser Arbeit nicht belegt werden, da hierfür eine Auslegung des Trägersystems notwendig ist. Mit Blick auf das von der NASA geplante System SLS scheint die Aussage dennoch haltbar. Der Transport von drei Transferstufen in den niedrigen Erdorbit mit einem europäischen Schwerlastträgersystem wird demnach als plausibel eingestuft.

Die Wiedereintrittsgeschwindigkeiten von bis zu 11,62 km/s stellen für das betrachtete Szenario keine Einschränkung dar. Mit der Weiterentwicklung entsprechender Technologien kann diese Geschwindigkeit nach eigenen Einschätzungen erreicht werden.

Nach der Betrachtung beider Missionen kann die Schlussfolgerung gezogen werden, dass eine Apophismission auf Basis herkömmlicher Antriebstechnologien nicht umsetzbar ist. Eine Mission zu 1999 AO10 kann nach den hier betrachteten Kriterien unter der Voraussetzung entsprechender Trägersysteme in einem europäischen Kontext durchgeführt werden.

Die Risiken einer Asteroidenmission sind unabhängig von der Zielauswahl zunächst größer, als bspw. die Risiken einer Mondmission. Der Grund dafür ist das Verlassen des Erdeinflusses, wodurch eine Rückkehr zur Erde nur durch Bahnmanöver im Rahmen der vorgegebenen Missionsdauer erreicht werden kann. Die bei den Mondmissionen existierende Option eines „Free Return“, der Rückkehr zur Erde ohne die Ausführung von Manövern, existiert bei einer 180-tägigen NEA-Mission nicht. Wenn das Raumfahrzeug nach einem Umlauf um die Sonne an den Ausgangspunkt zurückkehrt, wird die Erde aufgrund der voneinander abweichenden Umlaufperiode nicht an derselben Stelle sein. Die Anforderungen an die Zuverlässigkeit der Antriebssysteme zur Gewährleistung der Rückkehr der Besatzung sind somit sehr hoch.

Die diskutierten Abbruchoptionen ermöglichen eine Rückkehr zur Erde mit einem deutlich geringeren Antriebsbedarf, als er für die Gesamtmission zum Zeitpunkt des Abbruchs noch zur Verfügung steht. Im Notfall kann somit die Mission abgebrochen und die Besatzung ggf. früher als geplant zur Erde zurückkehren. Bei einem fehlerhaften Antriebssystem kann die Mission ebenfalls abgebrochen werden. Das Transferfahrzeug muss dafür allerdings auch ein Manöver ausführen, um die Rückkehr zur Erde zu ermöglichen. Dieses Manöver sollte auch im Falle eines Schadens am Antriebssystem in irgendeiner Form ausführbar sein. Auch im Falle eines Missionsabbruches stellen sich damit hohe Anforderungen an die Zuverlässigkeit der Transferstufen. In wenigen Fällen, in denen die Abbruchmanöver im Bereich von wenigen hundert Metern pro Sekunde liegen, kann eine Vergrößerung des AOCS ggf. eine erhöhte Sicherheit gewährleisten. Es würde demzufolge als Redundanz zum Hauptantriebssystem zur Verfügung stehen und kann für den Missionsabbruch eingesetzt werden. Das Risiko für den Verlust der Besatzung ist zwar nicht vernachlässigbar, es kann jedoch durch strengere Richtlinien zur Systemzuverlässigkeit kontrolliert und in einem akzeptablen Rahmen gehalten werden.

Über die Kritikalität der Manöver hinaus existieren außerdem gesundheitliche Risiken für die Besatzung. Mit der Beschränkung der Missionsdauer auf 180 Tage wurde bereits von vorn herein eine passive Maßnahme zur Vermeidung zu hoher Strahlenbelastungen für die Astronauten getroffen. Trotzdem existiert auch bei einer sechsmonatigen Mission die Gefahr von SPEs, einem Ausstoß besonders hochenergetischer Teilchen von der Sonne. Vor derartigen Risiken können die Astronauten nur durch den Aufenthalt in gesonderten Strahlungsschutzzonen im Raumfahrzeug mit verstärkter Schirmung und durch die Vorwarnung von der Bodenstation geschützt werden. Dieses Risiko ist zwar kritisch, besteht jedoch bei jeder Art von interplanetaren Missionen und auch bei Mondmissionen, da hierbei jeweils das schützende Erdmagnetfeld nicht vorhanden ist. Zwischen einer Apophismission und einer Mission zu 1999 AO10 sind somit keine unterschiedlichen Risiken auszumachen.

Die Betriebszuverlässigkeit der Lebenserhaltungssysteme ist für eine bemannte Mission stets von oberster Priorität. Auch hierbei sind durch die Begrenzung der Missionsdauer auf 180 Tage die Risiken überschaubar. Durch Systemtests im niedrigen Erdbit (bspw. auf der ISS) und am Boden sollte eine hohe Zuverlässigkeit für eine bemannte sechsmonatige Asteroidenmission erreichbar sein. Die bisher auf der ISS gesammelten Erfahrungen können dabei als wichtige Erkenntnisse in die Entwicklung und den Bau neuer Systeme einfließen. Das Restrisiko von Systemausfällen wird durch die Mitführung von Ersatzteilen und die Redundanz von Systeme beseitigt. Die Betriebszuverlässigkeit der Lebenserhaltungssysteme ist für jede Art von Asteroidenmission, unabhängig vom Ziel, erforderlich. Für zukünftige bemannte Flüge zum Mars ergeben sich höhere Anforderungen an die Zuverlässigkeit des ECLSS, da eine deutlich längere Missionsdauer erforderlich ist.

Neben den Einzelsystemen im Raumfahrzeug muss auch die gesamte Startkampagne der Einzelstufen und Raumsegmente für eine bemannte Asteroidenmission erfolgreich verlaufen, um die Mission durchführen zu können. Hierbei steigt das Risiko mit zunehmender Anzahl der Einzelelemente bzw. Trägerraketenstarts. Durch einen Fehlstart oder Verschiebungen beim Transport von Transferstufen, kann eine Verschiebung der gesamten Mission entstehen. Aufgrund der teilweise sehr engen Startfenster, ist der Aufbau des Transferraumfahrzeuges im LEO zeitlich limitiert. Die Mission zu 1999 AO10 ist mit drei Transferstufen, dem NEAHab und dem CM gegenüber der Mission zu Apophis mit insgesamt sieben Einzelelementen im Vorteil. Die zeitliche und technische Komplexität führen zu einem insgesamt steigenden Gesamtrisiko bei steigender Stufenanzahl. Mit dem Blick auf zukünftige interplanetare Missionen heben sich diese Risiken jedoch nicht ab. Auch für eine Mond- oder Marsmission sind die Starts der Raumsegmente kritisch. Das zeitliche Risiko ist jedoch, aufgrund der insbesondere beim Mond wiederkehrenden Startfenster, geringer. Das Startfenster zum Mars öffnet sich in etwa alle zwei Jahre, wobei sich aber im Vergleich zum Mond zusätzlich der Gesamtantriebsbedarf ändert.

Im Ergebnis der Risikobetrachtungen lässt sich feststellen, dass bemannte Asteroidenmissionen aus Sicht des Transfers und des Antriebsbedarfs kritischer sind, als bemannte Missionen zum Mond. Mit steigender Komplexität des Transferraumfahrzeuges steigen auch die zeitlichen und technischen Risiken. Ein geringerer Gesamtantriebsbedarf, der sich nach der Zielauswahl richtet, ist aufgrund der geringeren Transferstufenanzahl weniger riskant. Die Risiken für den Betrieb der Lebenserhaltungssysteme sind aufgrund der begrenzten Missionsdauer von 180 Tagen überschaubar und lassen sich weitestgehend eliminieren. Sie sind außerdem unabhängig vom gewählten Zielasteroiden. Marsmissionen werden hingegen, aufgrund der längeren Missionszeiten und der damit verbundenen Anforderungen an die Lebenserhaltungssysteme und den Strahlungsschutz, als deutlich riskanter eingestuft.

## 6 Zusammenfassung und Ausblick

Die Ziele dieser Arbeit waren die Einarbeitung in die Thematik der bemannten Asteroidenmissionen und die Erstellung eines europäischen Missionsszenarios für einen bemannten Flug zum Asteroiden Apophis. Außerdem sollte ein Alternativszenario betrachtet und mit der Apophismission verglichen werden. Schwerpunktmäßig waren insbesondere die Anforderungen der einzelnen Missionselemente zu bearbeiten: Flugbahnen, Transportsegment, Raumsegment und Besatzung.

Zunächst beinhaltet ein Überblick zu den Hintergründen und der Motivation für Asteroiden alle notwendigen Grundlagen für die hier durchgeführten Analysen. Hervorzuheben ist hier insbesondere der Bedarf nach einer tiefgreifenderen Vorerkundung der Asteroidenpopulation. Diese ist zum einen durch verstärkte boden- und weltraumgebundene Observationen realisierbar und sollte speziell in Vorbereitung für eine bemannte Mission in Form eines Vorboten-Raumfahrzeuges (Precursor) erfolgen, um einen oder mehrere Zielasteroiden genauer zu charakterisieren.

Die Betrachtung der Raumfahrtstrategien der weltweit wichtigsten Raumfahrtnationen hat Einblicke in die zukünftigen internationalen Bestrebungen zur Durchführung bemannter Raumfahrtmissionen erlaubt. Dabei konnte festgestellt werden, dass bisher noch keine exakten Vorstellungen darüber existieren, wie eine Asteroidenmission im Detail aussehen wird. Die Auswertung der bisheriger Studien zu Missionsszenarien für bemannte und unbemannte Asteroidenmissionen sowie die Analysen zum Vorgehen bei den einzelnen Systemstudien haben gezeigt, dass ein allgemeines Verständnis für derartige Missionen vorhanden ist. Es fehlt jedoch durchgehend an konkreten Aussagen über die Anforderungen für die Besatzung einer Asteroidenmission. Aus Sicht der Transferbahnanalysen wird darüber hinaus ausschließlich der minimale Gesamtantriebsbedarf dargestellt und diskutiert. Detaillierte und gesamtheitliche Analysen zu möglichen Startfenstern, Stufungskonzepten, Abbruchbahnen und Technologien für die Transferstufen fehlten bisher ebenfalls.

Zur Beantwortung der bisher unvollständig betrachteten Fragestellungen war es erforderlich, detaillierte Transferbahnberechnungen durchzuführen. Diese dienten zum einen der Auswahl eines Alternativzieles neben Apophis und konnten zum anderen die Grundlagen für die Untersuchungen zu Startfenstern und Abbruchbahnen liefern. Außerdem konnten wichtige Erkenntnisse zur Zusammensetzung der Gruppe möglicher Ziele für bemannte Missionen gewonnen werden. Als Grundannahmen für die Transferbahnberechnungen galten die festgelegte Gesamtmissionsdauer von exakt 180 Tagen, eine Mindestaufenthaltsdauer am Asteroiden von 10 Tagen sowie die Höhe des Ausgangsorbis von 200 km. Der Zeitraum der Analysen erstreckt sich von 2015 bis 2050. Die in MATLAB programmierten Analysewerkzeuge erlaubten die Aufschlüsselung der Einzelmanöver sowie die Auskunft zur Verteilung dieser Manöver auf einen Zeitraum um das Minimum herum. Die bisherigen Studien konnten diese Daten nicht liefern. Auf Basis der Transferbahnberechnungen und der physikalischen Charakterisierung der 167 möglichen Zielasteroiden mit einem minimalen Antriebsbedarf von weniger als 10 km/s, konnte der Asteroid 1999 AO10 als Alternativziel ausgewählt werden.

Im Anschluss wurden zunächst die Anforderungen an ein bemanntes System zur Durchführung der zuvor definierten Asteroidenmission betrachtet. Anhand einer variablen Besatzungsgröße von 2 bis 4 Astronauten wurden die Grundbedürfnisse ermittelt und es konnte festgestellt werden, dass eine Raumtransportkapsel allein den Anforderungen nicht genügen kann. Folglich wurde eine Kombination aus einer Raumtransportkapsel und einem Habitat als Systemarchitektur gewählt. Die Kapsel sollte einen autonomen Betrieb von bis zu 20 Tagen erlauben und dafür die erforderlichen Systeme und Verbrauchsmaterialien mitführen. Das Habitat sollte eine Versorgung der Astronauten für insgesamt 160 Tage gewährleisten. Die Massen zur Versorgung der Astronauten konnten auf Basis von

Erfahrungswerten bisheriger Raumfahrtmissionen detailliert ermittelt und dem CM sowie dem Habitat zugewiesen werden.

Anhand der Analyse bisher existierender internationaler Raumkapselprojekte konnten nur wenige Detailinformationen zu den Subsystemen für Raumkapseln gewonnen werden. In Westeuropa fehlen darüber hinaus bisher jegliche Erfahrungen mit bemannten Raumkapseln. Diese erlauben keine schlüssige Ableitung einer Gesamtsystemmasse zu den gestellten Anforderungen, weshalb es erforderlich wurde, einige Subsysteme (SMS, TPS, ECLSS, CS, C&DH, AOCS, EPS und TCS) selbst zu dimensionieren und daraus eine Gesamtkonfiguration abzuleiten. Im Ergebnis konnte eine Gesamtmasse zwischen 5,8 und 9,1 t für die Raumkapsel ermittelt werden. Im Vergleich zu den USA existiert in Europa eine ungünstige Ausgangsposition zur Entwicklung einer einsatzfähigen Raumkapsel innerhalb der nächsten 10 bis 15 Jahre. Die NASA und die kommerzielle Raumfahrtindustrie in den USA treiben die Entwicklung durch entsprechende politische Anreize zielstrebig voran, als es in Europa der Fall ist.

Für das Habitatmodul wurde, aufgrund der soliden europäischen Erfahrungsbasis, das Columbusmodul ausgewählt. In seiner Grundkonfiguration beinhaltet es bereits einige Subsysteme, die nicht neu definiert werden mussten. Für die verschiedenen Besatzungsgrößen wurde die Modulgröße entsprechend skaliert und die noch fehlenden Subsystemmassen (EPS, TCS, ECLSS) ermittelt, sodass sich für das Gesamtsystem Massen zwischen 19,3 und 31,5 t ergeben haben. Die Möglichkeit Europas, auf dem Gebiet der Habitatmodule wesentliche Beiträge für zukünftige Explorationsmissionen zu liefern, wird als sehr hoch eingestuft. Das skalierte Columbusmodul hat sich trotz der hohen Gesamtmasse als gute Grundlage für ein NEAHab erwiesen. Zukünftige Bestrebungen Europas in Richtung der Entwicklung von Habitatmodulen wären somit, aufgrund mehrerer Gesichtspunkte, sinnvoll.

Aus der Nutzlastmasse, der gemeinsamen Masse von CM und Hab, wurden im letzten Kapitel die Gesamtmissionsszenarien für einen Flug zu Apophis und zu 1999 AO10 abgeleitet. Europäische Antriebstechnologien lieferten gemeinsam mit den ermittelten Bahnmanövern die Massen der einzelnen Transferstufen. Dabei wurden Szenarien mit einer Kopplung von eins bis fünf Transferstufen betrachtet und daraus die Startfenster der einzelnen Konfigurationen abgeleitet. Die Startmassen der einzelnen Transferstufen wurden außerdem in Kategorien von bis 50, 100 und 130 t betrachtet. Es wurde festgestellt, dass eine Apophismission mit der Mindestkonfiguration von zwei Astronauten und mit einem Startfenster von 30 Tagen nur durch den Einsatz eines fünfstufigen Transferraumfahrzeuges möglich ist. Jede Stufe müsste dabei eine Startmasse von 130 t besitzen und mit kryogenen Treibstoffen betrieben werden. Das Gesamtsystem hätte somit eine Masse von 595 t im LEO. Eine Mission mit zwei Astronauten zu 1999 AO10 mit einem einmonatigen Startfenster ließe sich bereits mit drei Transferstufen von maximal 100 t Startmasse und einer Gesamtmasse von 312 t im LEO durchführen. Der Vergleich hat gezeigt, dass zudem die technischen und zeitlichen Risiken einer Mission zu 1999 AO10 geringer sind. Abbruchoptionen im Fall von technischen oder medizinischen Problemen während des Fluges zum Asteroiden sind in beiden Szenarien möglich, wobei jedoch deutlich wurde, dass die Zuverlässigkeit der Antriebssysteme in jedem Fall sehr hoch sein muss.

Bei der Auslegung der Transferelemente konnte festgestellt werden, dass die in Europa vorhandenen Antriebstechnologien für Trägersysteme und Transferstufen eine gute Ausgangsbasis für Transfers zu Asteroiden bilden. Für eine Apophismission müssten jedoch alle Transferstufen kryogen betrieben werden, was an der derzeit, nicht nur in Europa, fehlenden Technologie scheitert. Mit der Entwicklung von Teilkomponenten und der Beteiligung an internationalen Bestrebungen kann Europa dennoch entscheidende Beiträge liefern, wodurch eine derartige Mission in einem internationalen Kontext denkbar wäre. Ein Trägersystem, welches in der Lage ist mindestens 50 t und bestenfalls 130 t oder mehr in den niedrigen Erdbereich zu starten, existiert jedoch bisher in Europa nicht. Es ist jedoch

ein Schlüsselement für die Durchführung von Asteroidenmissionen. Somit ist Europa nach dem derzeitigen Kenntnisstand vollständig auf internationale Kooperationen angewiesen.

Mit längeren Missionszeiten wäre allgemein eine Reduzierung des Aufwandes möglich, wobei jedoch die Risiken für die Besatzung, insbesondere durch die Strahlungsbelastung, steigen. Solche Belastungen können nur durch entsprechende Gegenmaßnahmen, welche zu höheren Nutzlastmassen führen, kompensiert werden. Ob dadurch eine Reduzierung des Gesamtaufwandes erreicht werden kann, muss in fortführenden Analysen festgestellt werden und wurde im Rahmen dieser Arbeit nicht behandelt.

Das modulare Vorgehen in dieser Arbeit, also die Auslegung der Nutzlast einerseits und die der Transfer Elemente andererseits, hat sich als übersichtlich und flexibel herausgestellt. Die Einflüsse der Besatzungsgröße und der Transferstufenarchitektur auf die notwendigen System- und Startmassen konnten somit für eine Vielzahl von Kombinationen diskutiert werden. Des Weiteren konnten die Schwerpunkte und Missionsanforderungen in verschiedenen Bereichen herausgearbeitet und diskutiert werden.

Die in dieser Arbeit entwickelten Werkzeuge (Transferbahnalgorithmus, Stufungsberechnungen) können zur weiteren Betrachtung der bereits analysierten Ziele und auch zur Betrachtung alternativer Ziele genutzt werden. Sie bilden eine fundierte Grundlage für zukünftige Analysen, wodurch NEA-Missionen mit unterschiedlichen Optionen für Transportkapseln, Habitate und Trägersysteme sowie alternativen Antriebstechnologien untersucht werden können. Insbesondere die Betrachtung der beiden Missionsszenarien hat deutlich gemacht, dass aktuelle Technologien aufgrund des hohen Massebedarfs an ihre Grenzen stoßen und sich die Weiterentwicklungen, gerade auch mit dem Blick auf mögliche bemannte Marsmissionen, als nützlich erweisen würden.

Trotz der umfassenden Betrachtungen besteht weiterer Untersuchungsbedarf, insbesondere bei der Auslegung von Transferstufen, der Einbeziehung alternativer Antriebstechnologien und der Optimierung von Transferbahnen. Diese Bereiche konnten in dieser Arbeit zunächst nicht weiter vertieft werden. Die getroffenen Vereinfachungen zur Bestimmung des Antriebsbedarfs waren zielführend für die hier vorgegebene Aufgabenstellung, sind jedoch für eine weitere Systemauslegung zu ungenau und bieten Optimierungspotenzial. Außerdem sollten die bemannten Raumfahrzeuge, CM und Habitat, noch detaillierter betrachtet werden. Die Lebenserhaltungssysteme sind die wichtigsten Elemente für bemannte Raumfahrtmissionen und konnten im Rahmen dieser Arbeit nur konzeptionell betrachtet werden. Der Betrieb der Systeme sollte für spätere Analysen simuliert werden, um genauere Aussagen über die Funktionsweisen und Anforderungen treffen zu können. Weiterhin wurde als Habitat nur eine sehr spezielle Konfiguration herangezogen, wobei die Nutzung anderer Techniken, wie bspw. entfaltbarer Habitate, vernachlässigt wurde. Mit ihnen könnte der für Langzeitmissionen kritische Volumenbedarf mit geringeren Systemmassen gedeckt werden.



# Anhang

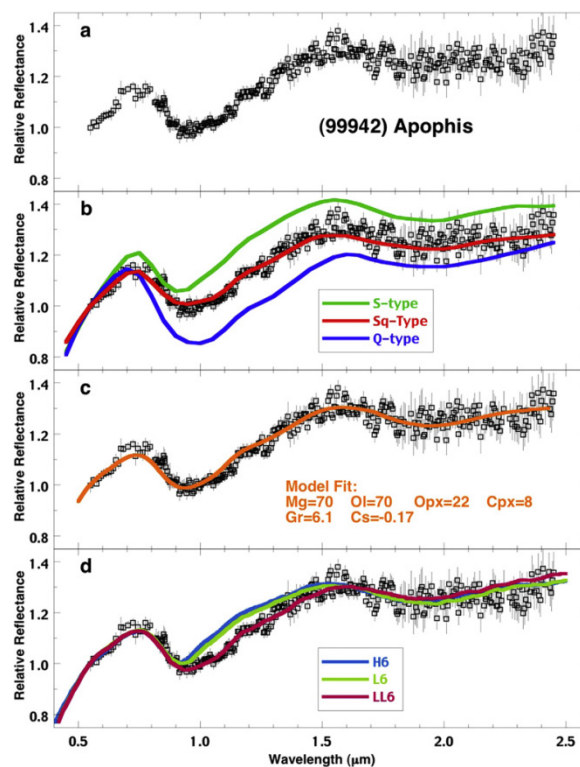


Abbildung A - 1: (a) Kombiniertes sichtbares und unteres infrarot Reflexionsspektrum des Asteroiden (99942) Apophis, normiert auf einen Reflexionsgrad von 1 bei einer Wellenlänge von 0,55  $\mu\text{m}$ . (b) Vergleich verschiedener taxonomischer Klassen zu der für Apophis gewählten Sq-Klasse. (c) Angepasste Kurve des mineralogischen Modells nach der Methode von Shkuratov et al. [128]. (d) Vergleich des Apophis Spektrums mit verschiedenen Reflexionsspektren gewöhnlicher Chondrite, größte Übereinstimmung wurde mit LL-Typen [126] gefunden. [125]

Abbildung A - 2: Übersicht zu aktiven und abgeschlossenen robotischen Asteroidenmissionen. Galileo wird hier aufgrund der fundamentalen Forschungsleistungen mit eingeordnet. [2] [30] [31] [32] [33] [34] [35] [36] [37] [38] [39] [40] [41]

Unmanned NEA/NEC Missions									
Mission/spacescraft name	Launch End of Mission	Targets	Class/type	Size/dia. [km]	Maneuver	Date	Important remarks	Science instruments abbreviation name	spacescraft properties
<b>Galileo</b>	18-Oct-1989 21-Sep-1995	Gaspra Ida	S-type asteroid S-type asteroid	12.2 32	flyby flyby	29-Oct-1990 29-Sep-1995	first close approach to an asteroid (1600 km) first close approach to an asteroid discovery of the first moon of an asteroid	Multispectral Imager Magnetometer X-ray fluorescence spectrometer Plasma System	power mass attitude control comms 217GS 2223 kg wet 3-axis-stabilized ("dual-spin"), A/C thrusters X-Band through DSN
<b>NEAR Shoemaker</b> <i>(Near Earth Asteroid Rendezvous)</i>	21-Sep-2008 7-Feb-1999	Mathilde Eros	C-type asteroid S-type asteroid	52.8 16.84	flyby orbit landing	27-Jun-1997 23-Dec-1998 14-Feb-2000 12-Feb-2001	first ever spacecraft to orbit an asteroid first ever spacecraft to land on an asteroid	Multispectral imager near-infrared spectrometer laser range finder X-ray spectrometer gamma-ray spectrometer magnetometer radio science	power mass attitude control attitude determination comms data storage propulsion solar array 805 kg wet, 468 dry 3-axis-stabilized by 4 reaction wheels & thrusters star tracker, IMU, digital sun sensors X-Band through DSN 1.6 Gb solid-state recorders dual mode (hydrazine for mono- and biprop thrusters)
<b>Deep Space 1 (DS1)</b>	28-Feb-2001 24-Oct-1999	Braille Wilson-Harrington Borealis	C-type asteroid C-type asteroid comet	2.1x1.1 4 4.8	flyby flyby flyby	28-Jul-1999 1-Jan-2001 22-Sep-2001		Imager IR spectrometer X-ray fluorescence spectrometer plasma package	power mass attitude control attitude determination comms propulsion solar concentrator arrays 463.3 kg wet Hydrazine RCS thrusters star tracker attitude reference unit, sun sensors, laser gyro X- and Ka-Band ion engine
<b>STARUST</b> <b>STARUST-NEXT</b>	18-Dec-2023 7-Feb-1999	Amfetrank Wild 2 Temple 1	S-type asteroid comet comet	4.8 4 7.6x4.9	flyby flyby flyby	2-Nov-2002 2-Jan-2004 14-Feb-2011	first collected dust from coma	Aerogel Sample collectors Comet and Interstellar Dust Analyzer Navigation Camera Dust Flux Monitors	power mass attitude control attitude determination comms 380 kg wet 3-axis-stabilized, monoprop hydrazine RCS thrusters Star camera, IMU, analog sun sensors X-Band through DSN
<b>Hayabusa</b> <i>(space launch: MUOS-C)</i>	25-Mar-2011 9-May-2005	Itokawa	S-type asteroid	0.33 touch-and-go	orbit touch-and-go	13-Sep-2005 20-Nov-2005	first asteroid sample return mission	Asteroid Multi-Band Imaging Camera MIRCA NIRS XRS LIDAR Light Detection and Ranging instrument Wide view camera	power mass attitude control attitude determination comms propulsion solar panels 132 kg wet, 378 kg dry biprop RCS thrusters, reaction wheels star trackers, optical navigation camera X-Band ion thruster
<b>Deep Impact</b> <b>EPOM</b>	13-Jun-2010 12-Jan-2005	Temple 1 Hardley 2	comet comet	7.6x4.9 1.6	impact flyby	3-Jul-2005 4-Nov-2010	mission got named EPOM	Medium Resolution Instrument High Resolution Instrument	power mass attitude control attitude determination comms 1020 kg wet 3-axis-stabilized, hydrazine monoprop thruster sets star trackers X-Band through DSN, S-Band with Impactor
<b>DAWN</b>	27-Sep-2007	Ceres Vesta	C-type asteroid V-type asteroid	952.4 530	orbit orbit	1-Feb-2015 17-Jul-2011		Gamma-Ray and Neutron detector Visible and Infrared Mapping Spectrometer Framing Camera	power mass attitude control attitude determination comms propulsion solar arrays 1240 kg wet, 245 kg dry 3-axis-stabilized, monoprop hydrazine RCS thrusters sun sensors, star trackers X-Band through DSN ion thrusters
<b>ROSETTA</b>	2-Mar-2020	Steins Lutetia Churyumov-Gerasimenko	E-type asteroid Kx-type asteroid comet	- 95.76 4	flyby flyby lander	5-Sep-2008 10-Jul-2010 1-May-2014	first lander on a comet	Optical, Spectroscopic, and Infrared Remote Imaging System Visible and Infrared Thermal Imaging Spectrometer Ultraviolet Imaging Spectrometer Microwave Instrument for the Rosetta Orbiter Rosetta Orbiter's spectrometer for Ion and Neutral Analysis Cometary Secondary Ion Mass Analyser Rosetta Orbiter's Secondary Ion Mass Analyser Rosetta Orbiter's Secondary Ion Mass Analyser Comet Nucleus Sounding Experiment by Radio wave Transmission GRAUL Radio Science Consortium RSC RSI	power mass mass lander attitude control attitude determination comms solar arrays 2900 kg wet, 1322 kg dry 50 kg biprop RCS thrusters star trackers, navigation camera S- and X-Band
	1-Jul-2023 1-Jan-2023	enter hibernation exit hibernation						Rosetta Lander (Philae) APXS COSAC MODULUS DVA DVA ESKA ESKA MUPUS ROMAP CONCERT	

**Abbildung A - 3: Study Summary – Target Selection and Mission Analysis of Human Exploration Missions to Near-Earth Asteroids. [63]**

Zimmer, Messerschmid					
boundary conditions, constraints, assumptions					
		min	max		
Performance Limit	delta-v	-	10	km/s	
orbital elements filter	a	0,6	2	AU	
	ecc	0	0,7	-	
	i	0	20	deg	
re-entry conditions	re-entry velocity	-	14	km/s	at 110 km altitude
outbound leg	duration	5	210	day	incremental steps
inbound leg	duration	5	210	day	incremental steps
total mission	duration	-	365	day	incremental steps
stay time	duration	7	21	day	incremental steps
circular departure orbit	alt	500		km	
time frame		2020	2040		
H_filter		-	25	-	
accessible flag	if time within 365 d and delta-v within 10 km/s				
results					
accessible asteroids	all	240			
	delta-v < 7,5 km/s	73			
launch windows	existing windows for the 73 Ast.		170		
abort options	free return possible for all with long return duration powered return capabilities depend on available delta-v				

**Abbildung A - 4: Study Summary – Scientific Exploration of Near-Earth Objects via the Orion Crew Exploration Vehicle. [14]**

<i>Abell, Korsmeyer, Landis, Jones, Adamo</i>					
<i>boundary conditions, constraints, assumptions</i>					
		min	max		
Performance Limit	earth departure delta-v	-	3,0	km/s	
	C3		11,1	km <sup>2</sup> /s <sup>2</sup>	
orbital elements filter	a	0,5	1,5	AU	
	ecc	0	0,5	-	
	i	0	3	deg	
total mission	duration	90, 120, 150, 180		day	fixed durations
stay time	duration	7	14	day	incremental steps (?)
step sizes for calculations	step size		10	day	
time frame		2020	2035		
<i>results</i>					
accessible asteroids	adopted from previous study	9 (3 with 150-day and all with 180-day missions)			
configurations	EELV, Centaur + Ares I, Orion (4,5 km/s)	Lower bookend			
	Ares IV, Orion (6,3 km/s)	Mid-Volume IV			
	Ares V, Orion (7,25 km/s)	Mid-Volume V			
	Ares V, LSAM descend stage + Ares I, Orion (6 km/s)	Upper bookend			

**Abbildung A - 5: Study Summary – Target Asteroid Selection for Human Exploration of Near Earth Objects. [62]**

<i>Wagner, Wie (AAS 10-249)</i>					
<i>boundary conditions, constraints, assumptions</i>					
		min	max		
Performance Limit	delta-v	-	7,2	km/s	
orbital elements filter	a	0,8	1,325	AU	
	ecc	0	0,26	-	
	i	0	10	deg	
close approaches	transfer near the close approach dates	0,2	-	AU	
total mission	duration	45, 60, 90, 120, 180, 365	day		fixed steps
stay time	duration	14 - 21	day		incremental steps (?)
time frame		2020	2030		
set accessible flag	if time within 365 d and delta-v within 10 km/s				
<i>results</i>					
accessible asteroids	360-day mission	45			
	180-day mission	11			
	120-day mission	2			
	90-day mission	2			
	60-day mission	0			
	45-day-mission	0			
architecture statements	Constellation about to be canceled stating, that missions with less than 4 km/s are still possible without Constellation man rated Ares V with Orion (7,2 km/s capability)				
elements		wet [kg]	dry [kg]	fuel [kg]	lsp [s]
	Orion	20500	11204	9297	323
	Dragon Class	6000	4700	1300	320
	Altair Lunar Lander	43000	20000	23000	450
	EDS (pre TLI Burn with Altair)	120496	26600	93896	448
	EDS (pre TLI Burn with Orion)	142995	26600	116395	448
	EDS (fuel version)	163496	26600	136896	448
	Centaur	22734	1914	20829	451
configurations	Ares V (fuel) + Ares I, Orion (7,67 km/s)	very expensive, unlikely			
	Ares V, Orion (7,21 km/s)	requires man rated Ares V			
	Ares V, Altair + Ares I, Orion (6,37 km/s)	Altair will be available later			
	Ares I, Orion + EELV, Centaur (4,57 km/s)				
	EELV, Centaur + Dragon-Class Vehicle (6 km/s)	Atlas V or Delta IV man rating required			

**Abbildung A - 6: Study Summary – Asteroid Destinations Accessible for Human Exploration: A Preliminary Survey in Mid-2009. [131]**

<i>Adamo, Giorgini, Abell, Landis</i>					
<i>boundary conditions, constraints, assumptions</i>					
		min	max		
Performance Limit	earth departure delta-v C3	-	3,0 11,1	km/s km <sup>2</sup> /s <sup>2</sup>	
stage 1: filter	step 1 : get asteroids orbital elements (a,e,i) step 2 : if $0,825624 < a < 1,309293$ AU go to step 3 step 3 : if $a < 1$ AU & $e < 0,211204$ OR $a \geq 1$ AU & $e < 0,236229$ go to step 4 step 4 : compute p & cos v, if $ \cos v  > 1$ , compute $\Delta v$ , otherwise compute $\Delta v$ with given eq. (3) to (7) step 5 : if $\Delta v^2 < 11,1 \text{ km}^2/\text{s}^2$ go to step 6 step 6 : compute $i_x$ , if $i < i_x$ NEO is accepted				
stage 2: close approaches	less than 0,1 AU				
stage 3: trajectory design	utilizing lambert fits only type 1 trajectories				
total mission stay time step sizes for calculations	duration duration step size	- 10 10	365	day day day	
time frame		2020	2050		
<i>results</i>					
accessible asteroids	selected by stage 1 after stage 2	36 31 with 58 close approaches			

**Abbildung A - 7: Study Summary – A Piloted Orion Flight to a Near-Earth Object: A Feasibility Study. [11]**

<i>Landis, Korsmeyer, Abell, Adamo</i>					
<i>boundary conditions, constraints, assumptions</i>					
		min	max		
Performance Limit	earth departure delta-v C3	-	3,0 11,1	km/s km <sup>2</sup> /s <sup>2</sup>	
orbital elements filter	a ecc i	0,5 0 0	1,5 0,5 3	AU - deg	
total mission stay time step sizes for calculations	duration duration step size	90, 120, 150 7 10	14	day day day	incremental steps (?)
time frame		2020	2050		
<i>results</i>					
accessible asteroids		35 (no upper bookend missions included)			
configurations	EELV, Centaur + Ares I, Orion (4,5 km/s) Ares IV, Orion (6,3 km/s) Ares V, Orion (7,25 km/s) Ares V, LSAM descend stage + Ares I, Orion (6 km/s)	Lower bookend Mid-Volume IV Mid-Volume V Upper bookend			

**Abbildung A - 8: Study Summary – A Crewed 180-Day Mission to Asteroid Apophis in 2028-2029. [119]**

Wagner, Wie					
boundary conditions, constraints, assumptions					
		min	max		
selected target	99942 Apophis				
mission analysis	initial LEO altitude	185		km	fixed duration
	re-entry speed	-	12	km/s	
total mission	duration	180		day	
outbound	duration	6		day	
stay time	duration	10		day	
inbound	duration	164		day	
time frame	Apophis related time frame	2028	2036		
configuration assumptions	only Constellation Hardware considered Ares V man rated Altair Lunar Lander will not be necessary OTV structural mass assumed to be 10% OTV Isp 448s for cryogenic, 325s for biprop 300 m/s allocated for correction burns 250 m/s for additional maneuvers at Apophis				
results					
configuration	cryogenic OTVs required 3x Ares V launches (2x OTV, 1x EDS+CEV)				

**Abbildung A - 9: Study Summary – Mission Opportunities for Human Exploration of Nearby Planetary Bodies. [130]**

<i>Foster, Daniels</i>					
<i>boundary conditions, constraints, assumptions</i>					
		min	max		
Performance Limit	post-escape delta-v	-	7	km/s	for rendezvous mission for flyby mission
	earth departure C3	-	4	km/s	
		-	15	km <sup>2</sup> /s <sup>2</sup>	
re-entry conditions	v_max	-	13,4	km/s	
total mission	duration	90, 180, 365		day	fixed fixed to mission duration
stay time	duration	5, 10, 20		day	
time frame		2015	2025		
<i>results</i>					
accessible asteroids	90-day mission	8			
	180-day mission	28			
	365-day mission	107			

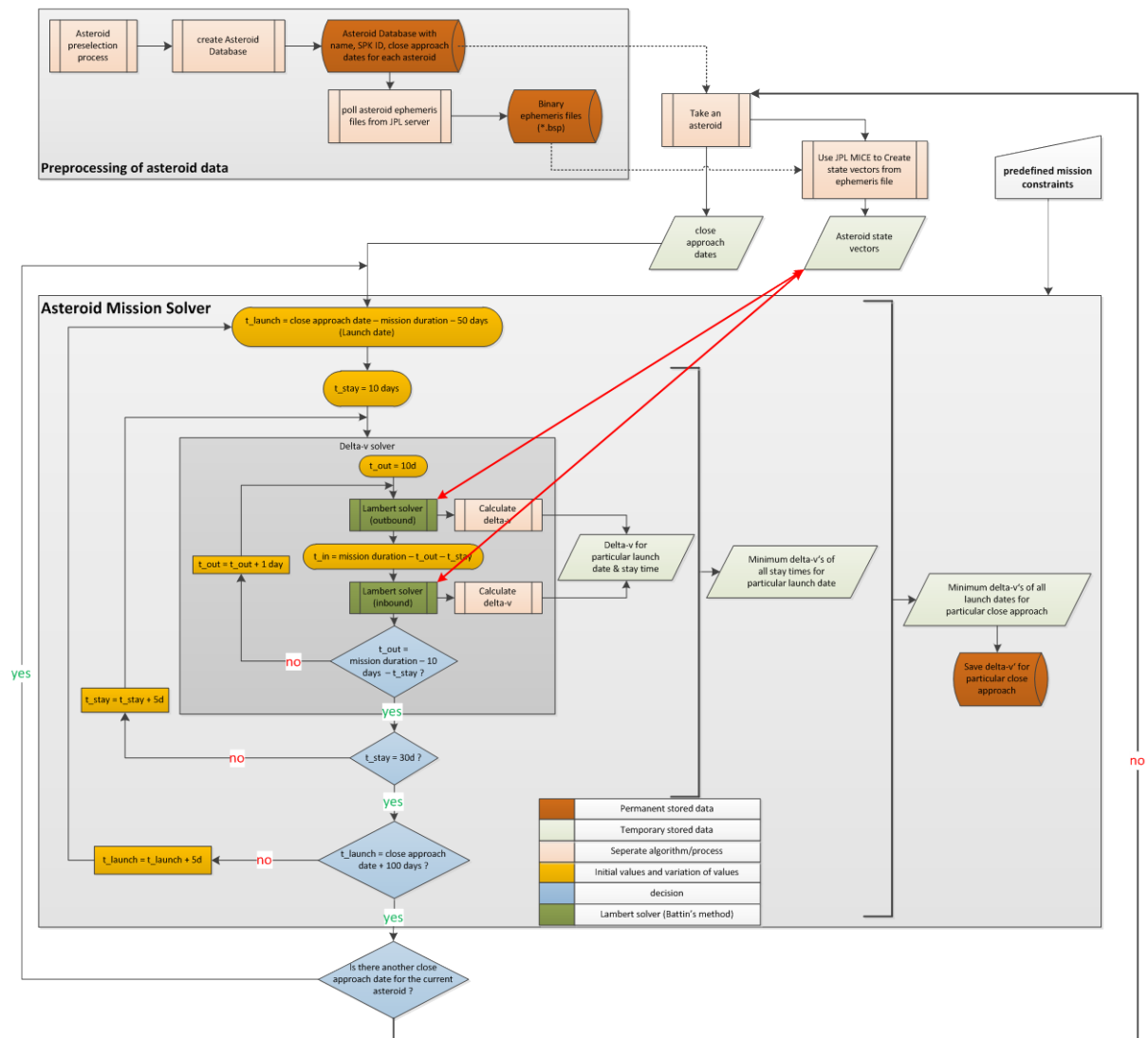


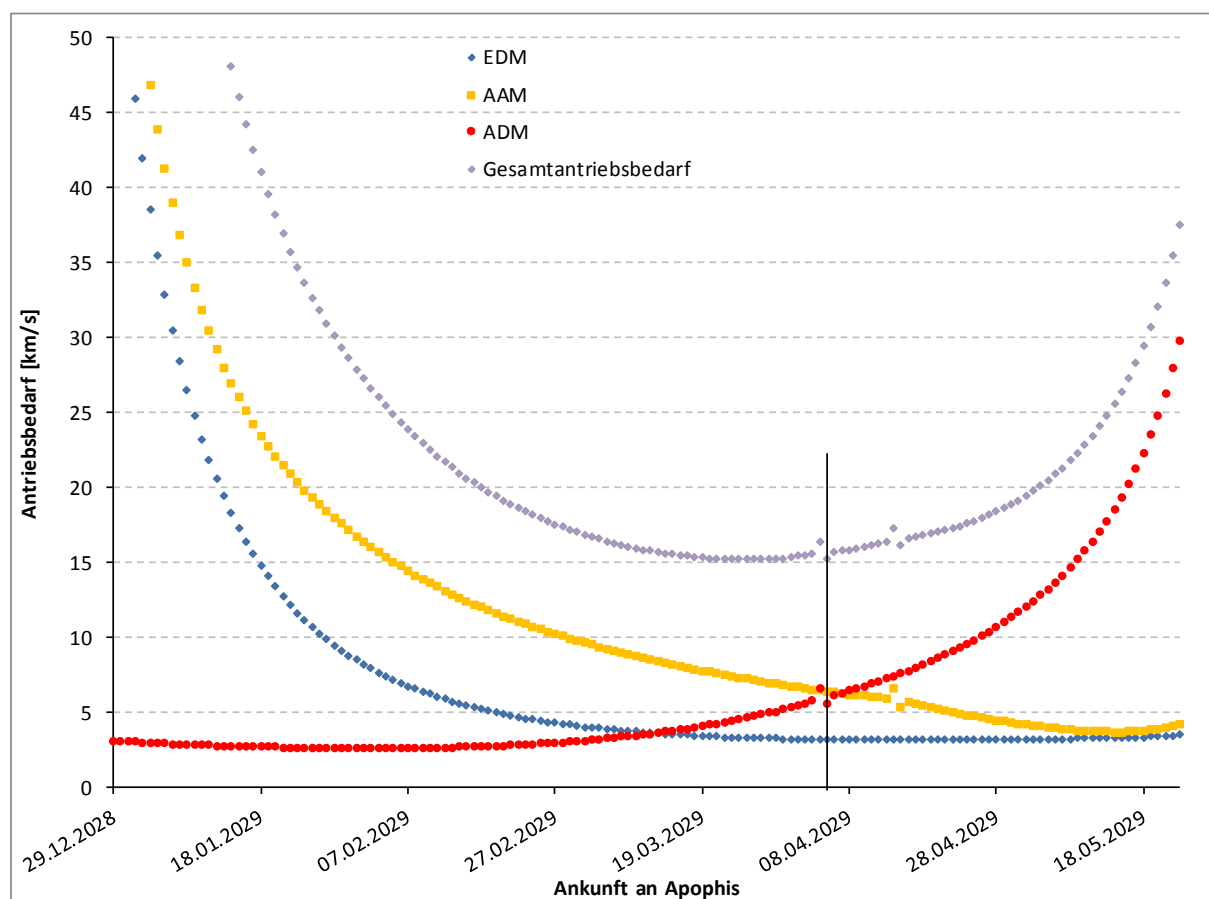
Abbildung A - 10: Flussdiagramm zur Funktionsweise des Algorithmus für die Transferbahnberechnung. Die dargestellten Funktionen wurden in MATLAB implementiert.



**Tabelle A - 1: Übersicht aller weltweit existierenden Startrampen für Trägerraketen. [68]**

Launch Site	Map Designation	Country	Latitude	Longitude	Possible Inclinations
Woomera Launch Site	Woomera	Australia	31.1° S	136.8° E	82–84°
Alcântara Launch Center	Alcântara	Brazil	2.3° S	44.4° W	2–100°
Hainan Space Satellite Launch Center	Hainan	China	19° N	110° E	
Jiuquan Satellite Launch Center	Jiuquan	China	40.6° N	99.9° E	57–70°
Taiyuan Satellite Launch Center (TSLC)	Taiyuan	China	37.5° N	112.6° E	99°
Xichang Satellite Launch Center (XSLC)	Xichang	China	28.25° N	102.0° E	28.3–36°
Kourou Launch Center	Kourou	French Guiana	5.2° N	52.8° W	5.2–100.5°
Thumba Equatorial Rocket Launching Station (TERLS)	Thumba	India	8° N	76° E	
Satish Dhawan Space Centre (SDSC)	Sriharikota	India	13.9° N	80.4° E	
San Marco Launch Platform	San Marco	Indian Ocean	2.9° S	40.3° E	2.9–5°
Palmachim/Yavne	Yavne	Israel	31.5° N	34.5° E	
Tanegashima Space Center (TSC)	Tanegashima	Japan	30.4° N	131.0° E	
Uchinoura Space Center (USC)	Kagoshima	Japan	31.2° N	131.1° E	up to 57°
Kwajalein Missile Range	Kwajalein Atoll	Marshall Islands	9° N	167° E	Any
Sea Launch	Sea Launch	Pacific Ocean at the Equator	0° N	154° W	Any
Baikonur Cosmodrome	Tyuratam	Soviet Union	45.6° N	63.4° E	63–83°
Kapustin Yar	Kapustin	Soviet Union	48.4° N	45.8° E	63–83°
Plesetsk	Plesetsk	Soviet Union	62.8° N	40.1° E	63–83°
Cape Canaveral Air Force Station (CCAFS)	ETR	United States	28.5° N	81.0° W	28.5–59°
Kennedy Space Center (KSC)	ETR	United States	28.5° N	81.0° W	28.5–59°

Launch Site	Map Designation	Country	Latitude	Longitude	Possible Inclinations
Kodiak Launch Complex (KLC)	Kodiak	United States	57° N	152° W	
Vandenberg Air Force Base (VAFB)	WTR	United States	34.4° N	120.35° W	56–104°
Wallops Flight Facility (WFF)	Wallops	United States	37.8° N	75.5° W	38–60°



**Abbildung A - 11: Auszug aus der Berechnung des Antriebsbedarfs für einen Start zu Apophis am 19.12.2028. Dargestellt sind die Verläufe des Antriebsbedarfs für alle Manöver, sowie der Gesamtantriebsbedarf. Die senkrechte Linie markiert diejenige Stelle (5. April 2029), an der der Unterschwinger das Minimum im Verlauf des Gesamtantriebsbedarfs bildet.**

Bezeichnung	$P_{\text{rel}}$ [h]	$\sigma$ [P <sub>rel</sub> ]	Pole (RA/Dec)	$\sigma$ (RA/Dec)	taxon.Klasse	Dichte $\rho$ [Dichte]	GM [km <sup>3</sup> /s <sup>2</sup> ]	$\sigma$ (GM)	Ausdehnung [km]	$\sigma$ (Ausd.)	$D_{\text{max}}$ [km]	$\sigma$ ( $D_{\text{max}}$ )	$D_{\text{min}}$ (Ref.)	$D_{\text{max}}$ (Ref.)	$D_{\text{min}}$ [km]	$\sigma$ ( $D_{\text{min}}$ )	$H$ [mag]	$\sigma$ (H)	H (Ref.)	$\sigma$ (H)	G	$\sigma$ (G)	G (Ref.)	$\sigma$ (G)	$\sigma_{\text{geom}}$	$\sigma_{\text{phot}}$	OCC	Klasse	Typ	Bindersystem
1991 VG																											2	Apollo NEO		6584
1992 JD																											6	Apollo NEO		6585
1993 DA																											6	Athen NEO		6518
1993 FA																											6	Apollo NEO		7231
1997 MB																											6	Apollo NEO		6545
1998 MG																											0	Anor NEO		6529
1998 WT																											2	Apollo NEO		6774
1999 AD10																											6	Athen NEO		6537
1999 C9																											6	Apollo NEO		6462
1999 D87																											0	Apollo NEO		6586
1999 FA																											6	Apollo NEO		6563
1999 J3																											1	Apollo NEO		6595
1999 W2																											1	Apollo NEO		7228
1999 R42																											2	Apollo NEO		7521
1999 S5																											0	Apollo NEO		6543
1999 Y25																											6	Athen NEO		6555
2000 AZ05																											1	Apollo NEO		6555
2000 C101																											6	Apollo NEO		6543
2000 L66																											6	Athen NEO		6542
2000 SG44																											2	Athen NEO		6560
2000 SG44																											6	Apollo NEO		6462
2000 S242																											7	Athen NEO		7473
2000 Y134																											7	Athen NEO		6554
2001 BA16																											5	Athen NEO		6526
2001 BB16																											6	Athen NEO		6515
2001 D127																											6	Athen NEO		6564
2001 F85																											3	Athen NEO		6511
2001 G2																											6	Apollo NEO		6586
2001 G142																											4	Apollo NEO		7262
2001 U56																											4	Apollo NEO		6507
2002 CW15																											3	Athen NEO		6567
2002 NV16																											0	Apollo NEO		6447
2002 PN																											2	Apollo NEO		7561
2002 SR																											1	Apollo NEO		6508
2002 T266																											3	Athen NEO		6584
2003 CA4																											6	Athen NEO		6564
2003 L81																											3	Athen NEO		6551
2003 T26																											7	Apollo NEO		6512
2003 GA																											6	Anor NEO		6567
2003 HT42																											6	Athen NEO		6531
2003 L66																											5	Athen NEO		6533
2003 L111																											3	Athen NEO		6565
2003 S0220																											1	Athen NEO		6523
2003 S484																											1	Anor NEO		6550
2003 Y70																											5	Apollo NEO		6566
2004 ER21																											7	Athen NEO		6495
2004 F22																											4	Apollo NEO		6599
2004 H74																											5	Athen NEO		6576
2004 Q422																											5	Athen NEO		6594
2004 W1																											3	Athen NEO		6567
2005 KA																											6	Athen NEO		6505
2005 LC																											6	Anor NEO		6582
2005 D81																											6	Anor NEO		6593
2005 OP11																											3	Athen NEO		6561
2005 P97																											5	Apollo NEO		7225
2005 W3																											5	Apollo NEO		6581
2005 TA																											5	Apollo NEO		6503
2005 YG20																											6	Athen NEO		6520
2005 U64																											6	Athen NEO		6540
2005 V67																											5	Apollo NEO		6508
2006 H88																											3	Apollo NEO		6578
2006 K247																											1	Apollo NEO		7011
2006 Q24																											5	Apollo NEO		6578
2006 DA																											4	Apollo NEO		6572
2006 P36																											3	Athen NEO		6594
2006 HC																											6	Anor NEO		6599
2006 K21																											0	Anor NEO		6520
2006 Q223																											2	Athen NEO		6501
2006 Q256																											6	Athen NEO		6566
2006 RH120																											1	Apollo NEO		6511
2006 RH2																											6	Apollo NEO		6519
2006 S49																											6	Apollo NEO		6520
2006 S15																											3	Apollo NEO		6527
2006 U87																											3	Anor NEO		6570
2006 W8																											3	Athen NEO		7007
2006 Y4																											5	Athen NEO		6578
2006 Y4																											5	Athen NEO		6578
2006 Y4																											5	Athen NEO		6578
2006 Y4																											5	Athen NEO		6578
2006 Y4																											5	Athen NEO		6578
2006 Y4																											5	Athen NEO		6578

BM		2			
t_mission	[d]	20			
PV	[m³]	8,00			
HV	[m³]	4,80			
NPV	[m³]	2,70			
Subsysteme		Masse [kg]	Massespielraum [%]	Massespielraum [kg]	Gesamt [kg]
EPS	[kg]	182	20%	36	218
CA (trocken)	[kg]	652	10%	65	717
SMS (ohne Servicemodul)	[kg]	737	20%	147	884
TPS	[kg]	794	15%	119	913
TCS	[kg]	180	20%	36	217
CS, C&DH	[kg]	153	20%	31	184
AOCS	[kg]	133	20%	27	160
ECLSS (trocken)	[kg]	139	20%	28	166
Landesystem	[kg]	180	20%	36	216
Trockenmasse ohne Servicemodul	[kg]	3149		525	3674
Servicemodul	[kg]	200	20%	40	239
Systemtrockenmasse mit Servicemodul	[kg]	3349			3914
Systemmassespielraum (SM)	[kg]		20%		783
Systemtrockenmasse mit SM	[kg]				4696
Besatzung	[kg]	220	0%	0	220
EVAS	[kg]	310	0%	0	310
Gesamttrockenmasse	[kg]				5226
Treibstoffe	[kg]	167	10%	17	184
Treibstofftanks	[kg]	22	20%	4	27
Verbrauchsmaterialien (CA & ECLSS)	[kg]	354	0%	0	354
Gesamtmasse	[kg]				5791

Abbildung A - 13: Gesamtmassenbudget für das CM mit 2 Besatzungsmitgliedern.

BM		3			
t_mission	[d]	20			
PV	[m³]	12,00			
HV	[m³]	7,20			
NPV	[m³]	5,12			
Subsysteme		Masse [kg]	Massespielraum [%]		Gesamt [kg]
EPS	[kg]	229	20%	46	275
CA (trocken)	[kg]	742	10%	74	816
SMS (ohne Servicemodul)	[kg]	1088	20%	218	1306
TPS	[kg]	1100	15%	165	1265
TCS	[kg]	226	20%	45	271
CS, C&DH	[kg]	153	20%	31	184
AOCS	[kg]	133	20%	27	160
ECLSS (trocken)	[kg]	168	20%	34	202
Landesystem	[kg]	220	20%	44	264
Trockenmasse ohne Servicemodul	[kg]	4059		683	4742
Servicemodul	[kg]	258	20%	52	310
Systemtrockenmasse mit Servicemodul	[kg]	4318			5052
Systemmassespielraum (SM)	[kg]		20%		1010
Systemtrockenmasse mit SM	[kg]				6062
Besatzung	[kg]	330	0%	0	330
EVAS	[kg]	310	0%	0	310
Gesamttrockenmasse	[kg]				6702
Treibstoffe	[kg]	214	10%	21	236
Treibstofftanks	[kg]	28	20%	6	33
Verbrauchsmaterialien (CA & ECLSS)	[kg]	528	0%	0	528
Gesamtmasse	[kg]				7499

Abbildung A - 14: Gesamtmassenbudget für das CM mit 3 Besatzungsmitgliedern.

BM		4			
t_mission	[d]	20			
PV	[m³]	16,00			
HV	[m³]	9,60			
NPV	[m³]	7,45			
Subsysteme		Masse [kg]	Massespielraum [%]		Gesamt [kg]
EPS	[kg]	277	20%	55	333
CA (trocken)	[kg]	833	10%	83	916
SMS (ohne Servicemodul)	[kg]	1413	20%	283	1696
TPS	[kg]	1369	15%	205	1574
TCS	[kg]	271	20%	54	325
CS, C&DH	[kg]	153	20%	31	184
AOCS	[kg]	133	20%	27	160
ECLSS (trocken)	[kg]	198	20%	40	237
Landesystem	[kg]	250	20%	50	300
Trockenmasse ohne Servicemodul	[kg]	4896		828	5724
Servicemodul	[kg]	312	20%	62	374
Systemtrockenmasse mit Servicemodul	[kg]	5208		890	6098
Systemmassespielraum (SM)	[kg]		20%		1220
Systemtrockenmasse mit SM	[kg]				7317
Besatzung	[kg]	440	0%	0	440
EVAS	[kg]	310	0%	0	310
Gesamttrockenmasse	[kg]				8067
Treibstoffe	[kg]	258	10%	26	284
Treibstofftanks	[kg]	36	20%	7	44
Verbrauchsmaterialien (CA & ECLSS)	[kg]	703	0%	0	703
Gesamtmasse	[kg]				9097

Abbildung A - 15: Gesamtmassenbudget für das CM mit 4 Besatzungsmitgliedern.

BM		2			
t_mission	[d]	160			
PV	[m³]	65,75			
HV	[m³]	35,45			
Subsysteme		Masse [kg]	Massespielraum [%]	Massespielraum [kg]	Gesamt [kg]
EPS	[kg]	285	20%	57	342
CA (trocken)	[kg]	2959	10%	296	3254
skaliertes Columbusmodul	[kg]	9250	10%	925	10175
TCS	[kg]	537	20%	107	645
ECLSS (trocken)	[kg]	433	20%	87	520
Systemtrockemasse	[kg]	13465		1472	14937
Systemmassespielraum (SM)	[kg]		20%		2987
Systemtrockemasse mit SM	[kg]				17924
Verbrauchsmaterialien (CA & ECLSS)	[kg]	433	0%	0	433
Nahrungsmittel	[kg]	986	0%	0	986
Habitat-Gesamtmasse	[kg]				19342

Abbildung A - 16: Gesamtmassenbudget für das Habitat für 2 Besatzungsmitglieder.

BM		3			
t_mission	[d]	160			
PV	[m³]	98,62			
HV	[m³]	53,17			
Subsysteme		Masse [kg]	Massespielraum [%]	Massespielraum [kg]	Gesamt [kg]
EPS	[kg]	329	20%	66	395
CA (trocken)	[kg]	3131	10%	313	3445
skaliertes Columbusmodul	[kg]	13067	10%	1307	14374
TCS	[kg]	620	20%	124	744
ECLSS (trocken)	[kg]	545	20%	109	654
Systemtrockemasse	[kg]	17692		1919	19611
Systemmassespielraum (SM)	[kg]		20%		3922
Systemtrockemasse mit SM	[kg]				23533
Verbrauchsmaterialien (CA & ECLSS)	[kg]	533	0%	0	533
Nahrungsmittel	[kg]	1354	0%	0	1354
Habitat-Gesamtmasse	[kg]				25420

Abbildung A - 17: Gesamtmassenbudget für das Habitat für 3 Besatzungsmitglieder.

BM		4			
t_mission	[d]	160			
PV	[m³]	131,51			
HV	[m³]	70,90			
Subsysteme		Masse [kg]	Massespielraum [%]	Massespielraum [kg]	Gesamt [kg]
EPS	[kg]	373	20%	75	448
CA (trocken)	[kg]	3304	10%	330	3635
skaliertes Columbusmodul	[kg]	16886	10%	1689	18574
TCS	[kg]	703	20%	141	843
ECLSS (trocken)	[kg]	657	20%	131	789
Systemtrockemasse	[kg]	21923		2366	24288
Systemmassespielraum (SM)	[kg]		20%		4858
Systemtrockemasse mit SM	[kg]				29146
Verbrauchsmaterialien (CA & ECLSS)	[kg]	633	0%	0	633
Nahrungsmittel	[kg]	1722	0%	0	1722
Habitat-Gesamtmasse	[kg]				31501

Abbildung A - 18: Gesamtmassenbudget für das Habitat für 4 Besatzungsmitglieder.



## Quellcode

**Algorithmus 1:** Hauptalgorithmus zur Transferbahnberechnung. Ruft alle untergeordneten Funktionen eigenständig auf.

```
% this script runs the delta-v solver for the specified asteroids
% database
global mu_sun
mu_sun = 1.32712440018e11; % gravitational parameter of the sun [km^3/s^2]
%
% load asteroid list, asteroid database and previous results
load('AsteroidsUPDATES') % opens the matrix 'asteroids'
load('AsteroidDatabaseUPDATES') % opens the array 'AsteroidDatabase'
asteroids_dVmin = zeros(counthelp(AsteroidDatabase,size(asteroids,1)),32);
% load('final_resultsUPDATES') % opens the matrix 'asteroids_dVmin'
%
% continued-fraction values for seebatt function in lambert solver
c(1) = 9 / 7;
c(2) = 16 / 63;
c(3) = 25 / 99;
c(4) = 36 / 143;
c(5) = 49 / 195;
c(6) = 64 / 255;
c(7) = 81 / 323;
c(8) = 100 / 399;
c(9) = 121 / 483;
c(10) = 144 / 575;
c(11) = 169 / 675;
c(12) = 196 / 783;
c(13) = 225 / 899;
c(14) = 256 / 1023;
c(15) = 289 / 1155;
c(16) = 324 / 1295;
c(17) = 361 / 1443;
c(18) = 400 / 1599;
c(19) = 441 / 1763;
c(20) = 484 / 1935;
% continued-fraction values for kbatt function in lambert solver
d(1) = 1 / 3;
d(2) = 4 / 27;
d(3) = 8 / 27;
d(4) = 2 / 9;
d(5) = 22 / 81;
d(6) = 208 / 891;
d(7) = 340 / 1287;
d(8) = 418 / 1755;
d(9) = 598 / 2295;
d(10) = 700 / 2907;
d(11) = 928 / 3591;
d(12) = 1054 / 4347;
d(13) = 1330 / 5175;
d(14) = 1480 / 6075;
d(15) = 1804 / 7047;
d(16) = 1978 / 8091;
d(17) = 2350 / 9207;
```

```

d(18)= 2548 /10395;
d(19)= 2968 /11655;
d(20)= 3190 /12987;
d(21)= 3658 /14391;
%
% loop through the asteroid list and run the delta-v solver
%
for i = 1:size(asteroids,1)
    %
    disp(i) % show index of current asteroid
    %
    for m = 180
        disp(m) % show index of current mission duration
        %
        % find the first empty line in the final results matrix and set
        % linecount equal to this value (previous results are not overwritten
        % but added to the final results matrix)
        linecount = findline(asteroids_dVmin,1,0);
        %
        % get name and spk id for selected asteroid
        name = char(strrep(asteroids(i), ' ', ''));
        spk_id = str2double(AsteroidDatabase{i,3});
        closeApproach = AsteroidDatabase{i,10};
        number = size(closeApproach,1);
        %
        % convert ephemeris data to state vector matrix
        convertEphemeris(name,spk_id,mu_sun)
        %
        % run the battins delta-v solver
        asteroids_dVmin(linecount:(linecount + number - 1),:) = ...
            delta_v_solver_b_lowres(name,spk_id,closeApproach,mu_sun,c,d,m);
        %
    end
end
%
cd('c:/Users/loes_mt/Documents/MATLAB/2_numerical approach/')
%
save('final_resultsUPDATES','asteroids_dVmin')

```

**Algorithmus 2:** Subroutine zum Auffinden eines bestimmten Wertes innerhalb einer beliebigen Spalte einer Matrix.

```
function [ index ] = findline( array,column,value )
%FINDCELL find the line index for the specified value
%
stop = false;
for i=1:size(array,column)
    if array(i,column) == value && stop == false
        index = i;
        stop = true;
    end
end
end
```

*Published with MATLAB® 7.12*

**Algorithmus 3:** Konvertiert die binäre Ephemeridendatei eines Asteroiden in eine Matrix mit Datums-, Positions- und Geschwindigkeitsangaben.

```
function [] = convertEphemeris(name,SPK_ID,mu_sun)
% creating statevector matrix from bsp/spk files loaded with smb_spk
% SPK_ID = string of SPK ID for the required asteroid
clear target et jdate modjdate i
%
% conversions
rad2deg = 180/pi; % factor for converting radiant values to degree values
%
% adding paths for mice sources
cd( ...
    'c:/Users/loes_mt/Documents/MATLAB/2_numericalapproach/EphemerisConversion/')
%
% load kernel files
cspice_furnsh('de421.bsp');
bsp_filename = sprintf('%s.bsp',strrep(name,' ',''));
cspice_furnsh(bsp_filename);
cspice_furnsh('naif0009.tls');
%
% define target & timeframe
if ischar(SPK_ID)
    target = SPK_ID;
else
    target = num2str(SPK_ID);
end
et = cspice_str2et('1 Jan 2011 00:00:00.000 UTC'):86400:cspice_str2et( ...
    '2 Jan 2052 00:00:00.000 UTC');
et = et(1:(end-1));
%
% define epoch timeframe
jdate = cspice_et2utc(et,'J',1);
modjdate = zeros(size(et,2),1);
%
for i=1:size(et,2)
    % convert et to Modified Julian Date
    modjdate(i,1) = str2double(jdate(i,4:12)) - 2400000.5;
end
```

```
%
%   define some parameters
frame = 'J2000';
abcorr = 'LT+S';
observer = 'Sun';
%
%   read state vectors for specified epochs
[state,~] = cspice_spekr(target,et,frame,abcorr,observer);
%
%   write statevectors & epochs to matrix and save as file
asteroidvectors_all = [modjdate state'];
save('asteroid2011to2052','asteroidvectors_all')
%
asteroid_oscel = cspice_oscelt(asteroidvectors_all(1,2:7)',et(1),mu_sun);
asteroid_orbel = [ ...
    asteroid_oscel(1)/(1-asteroid_oscel(2)) ... % semimajor axis [km]
    asteroid_oscel(2) ... % eccentricity [-]
    asteroid_oscel(3)*rad2deg ... % inclination [deg]
    asteroid_oscel(4)*rad2deg ... % LAN [deg]
    asteroid_oscel(5)*rad2deg ... % argument of perigee [deg]
    asteroid_oscel(6)*rad2deg ... % mean anomaly at epoch [deg]
    modjdate(1,1) ... % epoch [ModJDate]
];
save('asteroid_orbel','asteroid_orbel')
%
%   clear all loaded kernel data
cspice_kclear
clear target et jdate modjdate i frame abcorr observer state asteroidvec-
tors_all
```

*Published with MATLAB® 7.12*

**Algorithmus 4: Berechnungsroutine für die Ermittlung des Gesamtantriebsbedarfs für den Flug zu einem Asteroiden.**

```
function [dVmin] = delta_v_solver_b_lowres(Name,spk_id,closeApproach, ...
    mu_sun,c,d,mDuration)
%   input:
%       Name = asteroid name
%       spk_id = the SPK ID of the asteroid
%       closeApproach = 1xN matrix of cloase approach dates in ModJDate
%       mu_sun = suns gravitational parameter
%       c = continued-fraction algorithm input for lambert solver
%       d = continued-fraction algorithm input for lambert solver
%       mDuration = fixed mission duration [days] (total round-trip time)
%
%   multiple solving of lamberts problem to find the minimum delta-v for
%   an asteroid round-trip mission, return min delta-v for each close
%   approach date
%
%-----
%   define some values
%-----
%   parameters
mu_e = 3.986e5; % gravitational parameter of the earth [km^3/s^2]
mu_a = 0; % gravitational parameter of the asteroid assumed
```

```

%                                     to be zero
%
rLEO = 6378.19 + 200;    % radius of earth departure orbit [km]
rAO = 1;                % radius of asteroid orbit [km] (not zero to
%                        avoid division through zero)
%
rRE = 6378.19 + 120;    % radius for the beginning of earth re-entry
rESOI = 9.25e5;         % radius of the earths sphere of influence
rASOI = 1;              % radius of the asteroids sphere of influence
%
%   some conversions
day2sec = 24*3600;      % factor to transform days to seconds
%
%-----
%   prepare vector data
%-----
%   loading ephemeris data for earth and asteroid and align matrices by dates
%
load('earth2011to2052') % loading pre-calculated earth vectors to variable
% 'earthvectors_all'
startEarth = findline(earthvectors_all,1,mjuliandate(2011,1,1));
stopEarth = findline(earthvectors_all,1,mjuliandate(2052,1,1));
earthvectors_all = earthvectors_all(startEarth:stopEarth,:);
%
load('asteroid2011to2052') % loading pre-calculated earth vectors to variable
% 'asteroidvectors_all'
startAst = findline(asteroidvectors_all,1,mjuliandate(2011,1,1));
stopAst = findline(asteroidvectors_all,1,mjuliandate(2052,1,1));
asteroidvectors_all = asteroidvectors_all(startAst:stopAst,:);
%
%   load asteroids osculating orbital elements
load('asteroid_orbel')
%
%   preallocation of algorithm matrices
dVmin_LaunchDate = zeros((mDuration+150)/5+1,23);
results = (mDuration-30+1)*5-50;    % number of results
dVmin_dur = zeros(results,22);
dVmin = zeros(size(closeApproach,1),32);
%
%-----
%   calculate delta-v
%-----
%
for i=1:size(closeApproach,1) % separate calculations for all close approaches
%
%   initial earth departure date
LaunchDate = findline(asteroidvectors_all,1,closeApproach(i)) - ...
    mDuration - 50;
%
%   lamber solver loops
LDloop = 1;
for LDshift = 0:5:(mDuration+150) % loop launch date until the launch
%                                date shifted to (mission duration
%                                + 150) days from initial launch date
%                                means +100 days from close
%                                approach date

```

```

durationloop = 1;
for stay = 10:5:30 % loop stay time from 10 to 30 days
    %
    switched_out = false;
    t_break = 0;
    %
    for dT_out = 10:1:(mDuration-10-stay) % loop outbound/inbound
        % trajectory duration
        %-----
        % ca = at close approach date
        % ed = at earth departure date
        % aa = at asteroid arrival date
        % ad = at asteroid departure date
        % ea = at earth arrival date
        %-----
        % outbound trajectory solver
        %-----
        % earth radius vector at launch date
        rE_ed = earthvectors_all(LaunchDate + LDshift,2:4);
        % earth velocity vector at launch date
        vE_ed = earthvectors_all(LaunchDate + LDshift,5:7);
        % asteroid radius vector at asteroid arrival date
        rA_aa = asteroidvectors_all(LaunchDate + LDshift + dT_out,2:4);
        % asteroid velocity vector at asteroid arrival date
        vA_aa = asteroidvectors_all(LaunchDate + LDshift + dT_out,5:7);
        %
        % find the border for shor to long transfer (outbound)
        dnu_out = acosd(dot(rE_ed,rA_aa)/(norm(rE_ed)*norm(rA_aa)));
        rA_aa1 = asteroidvectors_all(LaunchDate+LDshift+dT_out+1,2:4);
        dnu_out1 = acosd(dot(rE_ed,rA_aa1)/(norm(rE_ed)*norm(rA_aa1)));
        %
        if (dnu_out > dnu_out1)
            if (dnu_out > 170) || (switched_out == true)
                switched_out = true;
                t_break = dT_out;
                outType = 'l';
                outTypenum = -1;
            else
                outType = 's';
                outTypenum = 1;
            end
        else
            if switched_out == false
                outType = 's';
                outTypenum = 1;
            else
                outType = 'l';
                outTypenum = -1;
            end
        end
        %
        % call lambert solver
        [vT_out_d(1,:),vT_out_d(2,:)] = lambertb(rE_ed,rA_aa, ...
            outType,dT_out*day2sec,mu_sun,c,d);
        %
        % calculate earth departure & asteroid arrival velocities
    end
end

```

```

v_out(1,:) = [ ...
    sqrt((2*mu_e/rLE0) + (norm(vT_out_d(1,:)-vE_ed))^2 - ...
    (2*mu_e/rESOI)) - sqrt(mu_e/rLE0) ...
    sqrt((2*mu_a/rA0) + (norm(vT_out_d(2,:)-vA_aa))^2 - ...
    (2*mu_a/rASOI)) - sqrt(mu_a/rA0) ...
    ];

%
vT_out = [v_out(1,:) outTypenum dT_out];
% vT_out = [earth dep. deltaV, arrival deltaV, type,
% outbound transfer duration]
%
%-----
% inbound trajectory solver
%-----
% inbound trajectory duration from mission duration, stay
% time and outbound duration
dT_in = mDuration - dT_out - stay;
% asteroid radius vector at asteroid departure date
rA_ad = asteroidvectors_all(LaunchDate + LDshift + dT_out ...
    + stay,2:4);
% asteroid velocity vector at asteroid departure date
vA_ad = asteroidvectors_all(LaunchDate + LDshift + dT_out ...
    + stay,5:7);
% earth radius vector at earth arrival date
rE_ea = earthvectors_all(LaunchDate + LDshift + dT_out ...
    + stay + dT_in,2:4);
% earth velocity vector at earth arrival date
vE_ea = earthvectors_all(LaunchDate + LDshift + dT_out ...
    + stay + dT_in,5:7);
%
% find the border for short to long transfer (inbound)
if (dT_in < t_break) || (switched_out == false)
    inType = 's';
    inTypenum = 1;
else
    inType = 'l';
    inTypenum = -1;
end
%
% call lambert solver
[vT_in_d(1,:),vT_in_d(2,:)] = lambertb(rA_ad,rE_ea,inType, ...
    dT_in*day2sec,mu_sun,c,d);
%
% calculate asteroid departure & earth re-entry velocities
v_in(1,:) = [ ...
    sqrt((2*mu_a/rA0) + (norm(vT_in_d(1,:)-vA_ad))^2 - ...
    (2*mu_a/rASOI)) - sqrt(mu_a/rA0) ...
    sqrt((2*mu_e/rRE) + (norm(vT_in_d(2,:)-vE_ea))^2 - ...
    (2*mu_e/rESOI)) ...
    ];
%
vT_in = [v_in(1,:) inTypenum dT_in];
% vT_in = [asteroid dep. deltaV, arrival deltaV, type,
% inbound transfer duration]
%
%-----

```

```

% concentrating inbound and outbound data
%-----
dVmin_dur(durationloop,1:9) = [vT_out(1:4) stay vT_in(1:4)];
% calculation of total deltaV
dVmin_dur(durationloop,10) = sum([vT_out(1:2) vT_in(1)]);
% add transfer trajectory velocity vectors to matrix
dVmin_dur(durationloop,11:22) = [vT_out_d(1,:) ...
    vT_out_d(2,:) vT_in_d(1,:) vT_in_d(2,:)];
% dVmin_dur = [columns 1 to 8 = values from all outbound/
% inbound duration loops,last column contains total deltaV]
%
% increase lambert loop counter for data saving reasons
durationloop = durationloop + 1;
end
end
% find minimum deltaV from the different outbound/inbound
% constellations
[~,ind_LaunchDate] = min(dVmin_dur(:,10));
% concentrate values for a certain launch date
dVmin_LaunchDate(LDloop,:) = [earthvectors_all(LaunchDate + ...
    LDshift,1) dVmin_dur(ind_LaunchDate,:)];
% dVmin_LaunchD = [launch date, configuration of the trajectory]
%
LDloop = LDloop + 1;
end
%
% create matrix with one line per close approach, it contains also the
% minimum delta-v for this date and all asteroid orbit elements
[~,ind] = min(dVmin_LaunchDate(:,11));
dVmin(i,:) = [closeApproach(i) dVmin_LaunchDate(ind,:) spk_id ...
    asteroid_orbel];
%
% save the minimum launch date delta-v matrix to a file
save(sprintf('%s_%.0f_%.0f_lowres',Name,closeApproach(i),mDuration), ...
    'dVmin_LaunchDate');
end

```

*Published with MATLAB® 7.12*

**Algorithmus 5: Modifizierte Version aus der Originalversion des Battin Lambert Solvers von Vallado [69].**

```

function [vo,v,errorb] = lambertb ( ro, r, dm, dtsec, mu, c, d )
%-----
%
%               function lambertb
%
% this function solves lambert's problem using battins method. the method is
% developed in battin (1987). it uses continued fractions to speed the
% solution and has several parameters that are defined differently than
% the traditional gaussian technique.
%
% author       : david vallado              719-573-2600    1 mar 2001
% editor       : martin löscher             aug 2011
%
% inputs       description                  range / units

```



```
% ro      - ijk position vector 1      km
% r       - ijk position vector 2      km
% dm      - direction of motion        'l','s'
% nrev    - number of revs to complete 0, 1, ...
% dtsec   - time between r1 and r2     s
%
% outputs :
% vo      - ijk velocity vector        km / s
% v       - ijk velocity vector        km / s
% error    - error flag                'ok',...
%
% coupling :
% arcsinh  - inverse hyperbolic sine
% arccosh  - inverse hyperbolic cosine
% sinh     - hyperbolic sine
%
% references :
% vallado  2001, 464-467, ex 7-5
%
% [vo,v,errorb] = lambertb ( ro, r, dm, nrev, dtsec );
%----- implementation -----
errorb = '      ok';
small = 1e-8;
y = 0;
%
magr    = sqrt(sum(r.^2));
magro   = sqrt(sum(ro.^2));
rcrossr = Cross( ro,r );
magrcrossr = sqrt(sum(rcrossr.^2));
%
cosdeltanu = sum(ro.*r)/(magro*magr);
if dm == 's'
    sindeltanu = magrcrossr/(magro*magr);
else
    sindeltanu = - magrcrossr/(magro*magr);
end;
dnu = atan2( sindeltanu,cosdeltanu );
%
% the angle needs to be positive to work for the long way
if dnu < 0
    dnu = 2*pi + dnu;
end
%
ror     = magr/magro;
eps     = ror - 1;
tan2w   = ( 0.25*eps^2 ) / ( sqrt( ror ) + ror*( 2 + sqrt( ror ) ) );
rop     = sqrt( magro*magr )*( (cos(dnu*0.25))^2 + tan2w );
%
if ( dnu < pi )
    l = ( (sin(dnu*0.25))^2 + tan2w ) / ...
        ( (sin(dnu*0.25))^2 + tan2w + cos( dnu*0.5 ) ); % 0 < dnu < pi
else
    l = ( (cos(dnu*0.25))^2 + tan2w - cos( dnu*0.5 ) ) / ...
        ( (cos(dnu*0.25))^2 + tan2w );
end
```

```
%
m      = ( mu*dtsec^2 ) / ( 8*rop^3 );
x      = 10;
xn     = 1; % 0 for par and hyp, 1 for ell
chord  = sqrt( magro^2 + magr^2 - 2*magro*magr*cos( dnu ) );
s      = ( magro + magr + chord )*0.5;
loops  = 1;
%
lim1 = sqrt(m/1);
y1     = 0;
%
while ((abs(xn - x) >= small) && (loops <= 30))
    x      = xn;
    tempx  = seebatt(x,c);
    denom  = 1 / ( (1 + 2*x + 1) * (4*x + tempx*(3 + x) ) );
    h1     = ( 1 + x )^2 * ( 1 + 3*x + tempx )*denom;
    h2     = m*( x - 1 + tempx )*denom;
    % ----- evaluate cubic -----
    b = 0.25*27*h2 / ( (1 + h1)^3 );
    %
    if b < -1 % reset the initial condition
        xn = 1 - 2*1;
    else
        if y1 > lim1
            xn = xn * (lim1/y1);
        else
            u = 0.5*b / ( 1 + sqrt( 1 + b ) );
            k2 = kbatt(u,d);
            y = ( ( 1 + h1 ) / 3 )*( 2 + sqrt( 1 + b ) / ( 1 + 2*u*k2^2 ) );
            xn = sqrt( ( (1 - 1)*0.5 )^2 + m/(y^2) ) - ( 1 + 1 )*0.5;
        end;
    end;
    %
    y1     = sqrt( m / ((1 + x)*(1 + x)) );
    loops  = loops + 1;
end
%
a = ( mu*dtsec^2 ) / ( 16*rop^2*xn*y^2 );
%
% ----- find eccentric anomalies -----
% ----- hyperbolic -----
if ( a < -small )
    arg1 = sqrt( s / ( -2*a ) );
    arg2 = sqrt( ( s - chord ) / ( -2*a ) );
    % ----- evaluate f and g functions -----
    alph = 2 * asinh( arg1 );
    beth = 2 * asinh( arg2 );
    dh   = alph - beth;
    f    = 1 - (a/magro)*(1 - cosh(dh) );
    g    = dtsec - sqrt( -a^3/mu )*( sinh(dh) - dh );
    gdot = 1 - (a/magr)*(1 - cosh(dh) );
else
    % ----- elliptical -----
    if ( a > small )
        arg1 = sqrt( s / ( 2*a ) );
        arg2 = sqrt( ( s - chord ) / ( 2*a ) );
    end;
end;
```

```

    bete = 2*asin(arg2);
    if ( dnu > pi )
        bete = -bete;
    end
    am = s * 0.5;
    tm = sqrt(am^3/mu) * (pi - bete + sin( bete ) );
    if ( dtsec > tm )
        alpe = 2*pi - 2*asin( arg1 );
    else
        alpe = 2*asin( arg1 );
    end
    de = alpe - bete;
    f = 1 - ( a/magro )*( 1 - cos(de) );
    g = dtsec - sqrt( a^3/mu )*( de - sin(de) );
    gdot = 1 - ( a/magr )*( 1 - cos(de) );
else
    % ----- parabolic -----
    errorb = 'a = 0 ';
    f = 0;
    g = 0;
    gdot = 0;
end
end
%
vo = ( r - f*ro )/g;
v = ( gdot*r - ro )/g;
end

```

*Published with MATLAB® 7.12*

**Algorithmus 6: Modifizierter Algorithmus zur Bildung des Kreuzproduktes zweier dreidimensionaler Vektoren.**

```

function [ c ] = Cross( a,b )
%CROSS fast cross product for 3dim vectors
% this script is easily calculating cross products without complicated
% functions
c = [a(2)*b(3)-a(3)*b(2); a(3)*b(1)-a(1)*b(3); a(1)*b(2)-a(2)*b(1)];
end

```

*Published with MATLAB® 7.12*

**Algorithmus 7: Modifizierter Algorithmus zur Lösung des ersten im Lambert Solver benötigten, Kettenbruches.**

```

% ----- two recursion algorithms needed by the lambertb routine
function seebatt = seebatt( v, c )
%
% ----- implementation -----
%
eta = v / ( 1 + sqrt(1 + v) )^2;
%
% ----- process forwards -----
%
% ktr = 20;
term2 = 1 + c(20)*eta;

```

```
sum2 = c(19)*eta / term2;
term2 = 1 + sum2;
sum2 = c(18)*eta / term2;
term2 = 1 + sum2;
sum2 = c(17)*eta / term2;
term2 = 1 + sum2;
sum2 = c(16)*eta / term2;
term2 = 1 + sum2;
sum2 = c(15)*eta / term2;
term2 = 1 + sum2;
sum2 = c(14)*eta / term2;
term2 = 1 + sum2;
sum2 = c(13)*eta / term2;
term2 = 1 + sum2;
sum2 = c(12)*eta / term2;
term2 = 1 + sum2;
sum2 = c(11)*eta / term2;
term2 = 1 + sum2;
sum2 = c(10)*eta / term2;
term2 = 1 + sum2;
sum2 = c(9)*eta / term2;
term2 = 1 + sum2;
sum2 = c(8)*eta / term2;
term2 = 1 + sum2;
sum2 = c(7)*eta / term2;
term2 = 1 + sum2;
sum2 = c(6)*eta / term2;
term2 = 1 + sum2;
sum2 = c(5)*eta / term2;
term2 = 1 + sum2;
sum2 = c(4)*eta / term2;
term2 = 1 + sum2;
sum2 = c(3)*eta / term2;
term2 = 1 + sum2;
sum2 = c(2)*eta / term2;
term2 = 1 + sum2;
sum2 = c(1)*eta / term2;
term2 = 1 + sum2;
%
seebatt = 8*(1 + sqrt(1 + v)) / ...
    (3 + ...
    (1 / ...
    (5 + eta + (c(1)*eta/term2 ) ) ) );
```

**Algorithmus 8: Modifizierter Algorithmus zur Berechnung des zweiten, im Lamber Solver eingesetzten, Kettenbruches.**

```
% ----- two recursion algorithms needed by the lambertb routine
function kbatt = kbatt( v, d )
%
term2 = 1 + d(21)*v;
for i = 1:19
    sum2 = d(21 - i) *v / term2;
    term2 = 1 + sum2;
end
kbatt = d(1) / term2;
```

*Published with MATLAB® 7.12*

**Algorithmus 9: Hauptfunktion für das Updaten der Asteroidendatenbank.**

```
% get recent Asteroid close approach file
closeApproachFile = uigetfile({'*.csv','close approach database'},...
    'Select recent close approach database');
%
% get recent general Asteroid Data file
generalAstDataFile = uigetfile({'*.csv','general asteroid data file'},...
    'Select recent general asteroid data file');
%
% get old asteroid Database file
oldAsteroidDatabase = uigetfile({'*.mat','old asteroid database'},...
    'Select old asteroid database');
%
% read recent Asteroid close Approach Data & unify its asteroids
ApproachData = textscan(fopen(closeApproachFile), ...
    '%s %s %s %s %s %s %s %s %s %s', 'Delimiter',';', 'HeaderLines',0);
asteroids = unique(ApproachData{1,1});
%
% ask for file specifications and save recent asteroids list
options.Resize = 'On';
filename = inputdlg({'MOID [AU]';
    'DATE [YYYY-MM-DD]'},...
    'File specification',1,...
    {'02','2011-10-24'},options);
%
save(sprintf('Asteroids_%sAU_%s',filename{1,1},filename{2,1}), 'asteroids');
%
%-----
% create the new asteroid database
AsteroidDatabaseNEW = createRecentAsteroidDatabase(asteroids,ApproachData,...
    generalAstDataFile,filename{1,1},filename{2,1});
% clear AsteroidDatabase
%
% generate dismissed, new and old asteroids lists
load(oldAsteroidDatabase)
AsteroidDatabaseOLD = AsteroidDatabase;
clear AsteroidDatabase
%
asteroidsDISMISSED =
setdiff(AsteroidDatabaseOLD(:,1),AsteroidDatabaseNEW(:,1));
```

```

save('AsteroidsDISMISSED','asteroidsDISMISSED')
%
% search for updated values between old and new database
AsteroidDatabaseUPDATES = findUpdatesInActualDatabase(AsteroidDatabaseNEW, ...
    AsteroidDatabaseOLD);
%
% create the asteroids file that belongs to the updated database
clear asteroids
asteroids = AsteroidDatabaseUPDATES(:,1);
save('AsteroidsUPDATES','asteroids')
%
clear all

```

*Published with MATLAB® 7.12*

**Algorithmus 10: Funktion zum Erzeugen der aktuellen Asteroidendatenbank aus den Rohdaten der Close Approaches.**

```

function [AsteroidDatabase] = createRecentAsteroidDatabase(asteroids, ...
    ApproachData,generalAstDataFile,MOID,date)
% creating an asteroid database from mixed data to close approaches and
% general data
%
% read general Asteroid Database (names, IDs,...)
AsteroidData = textscan(fopen(generalAstDataFile), ...
    '%s %s %s %s %s %s %s %s','Delimiter',' ','HeaderLines',1);
% clean name strings from '"' and ' '
AsteroidData{1,1} = strrep(AsteroidData{1,1},'"','');
%
%
% process new asteroid Database & save it
for m = 1:size(asteroids,1)
    namestring = isstrprop(asteroids{m,1}, 'alpha');
    if namestring(1) == true
        stopNumbered = m - 1;
        break
    end
end
%
for i = 1:stopNumbered % change the second number, depending on the ending point
    % of asteroids with numerical names
    disp(i)
    %
    % find all close approaches
    PosInApproachData = strcmp(asteroids(i),ApproachData{1,1});
    closeApproach = mjdliandate(datevec( ...
        ApproachData{1,2}(PosInApproachData),'yyyy-mm-dd'));
    %
    % find position in Asteroid Data array
    for k = 1:size(AsteroidData{1,1},1)
        startName = strfind(AsteroidData{1,1}(k),'(');
        stopName = strfind(AsteroidData{1,1}(k),')');
        Name = char(AsteroidData{1,1}(k));
        isName = strcmp(Name((startName{1}+1):(stopName{1}-1)),asteroids(i));
        if isName == true
            Position = k;
        else

```

```

        end
    end
    %
    % create final database array
    AsteroidDatabase(i,:) = [ ...
        asteroids(i) ...
        AsteroidData{1,1}(Position) ...
        AsteroidData{1,2}(Position) ...
        AsteroidData{1,3}(Position) ...
        AsteroidData{1,4}(Position) ...
        AsteroidData{1,5}(Position) ...
        AsteroidData{1,6}(Position) ...
        AsteroidData{1,7}(Position) ...
        AsteroidData{1,8}(Position) ...
        closeApproach(1:end)
    ];
end
for i = (stopNumbered+1):size(asteroids,1) % change the first number, depending
    % on the starting point for asteroids with "literal names"
    disp(i)
    %
    % find all close approaches
    PosInApproachData = strcmp(asteroids(i),ApproachData{1,1});
    closeApproach = mjdliandate(datevec( ...
        ApproachData{1,2}(PosInApproachData),'yyyy-mm-dd'));
    %
    % find position in Asteroid Data array
    for k = 1:size(AsteroidData{1,1},1)
        Name = char(AsteroidData{1,1}(k));
        stopName = strfind(AsteroidData{1,1}(k),'(');
        aName = strrep(Name(1:(stopName{1}-1)),' ','');
        bName = strrep(aName,'1','');
        cName = strrep(bName,'2','');
        dName = strrep(cName,'3','');
        eName = strrep(dName,'4','');
        fName = strrep(eName,'5','');
        gName = strrep(fName,'6','');
        hName = strrep(gName,'7','');
        iName = strrep(hName,'8','');
        jName = strrep(iName,'9','');
        kName = strrep(jName,'0','');
        isName = strcmp(kName,asteroids(i));
        if isName == true
            Position = k;
        else
            end
        end
    end
    %
    % create final database array
    AsteroidDatabase(i,:) = [ ...
        asteroids(i) ...
        AsteroidData{1,1}(Position) ...
        AsteroidData{1,2}(Position) ...
        AsteroidData{1,3}(Position) ...
        AsteroidData{1,4}(Position) ...
        AsteroidData{1,5}(Position) ...

```

```

        AsteroidData{1,6}(Position) ...
        AsteroidData{1,7}(Position) ...
        AsteroidData{1,8}(Position) ...
        closeApproach(1:end)
    ];
end
%
% save asteroid database array for later calculation use
save(sprintf('AsteroidDatabase_%sAU_%s',MOID,date),'AsteroidDatabase')

```

*Published with MATLAB® 7.12*

**Algorithmus 11: Funktion zum Auffinden der Änderungen zwischen alter und neuer Asteroidendatenbank.**

```

function [AsteroidDatabase] = findUpdatesInActualDatabase( ...
    AsteroidDatabaseNEW,AsteroidDatabaseOLD)
% find the new asteroids and approaches in the Asteroid Database and
% extract them
%
m = 1;
%
for i=1:size(AsteroidDatabaseNEW,1)
    %
    % does the asteroid already exist in the old list
    currentAsteroid = AsteroidDatabaseNEW{i,1};
    currentSPKID = AsteroidDatabaseNEW{i,3};
    isName = ismember(currentAsteroid,AsteroidDatabaseOLD(:,1));
    %
    % if the asteroid exists, does he have different close approaches
    if isName == true
        %
        % find his position in the old list
        Position = strcmp(currentAsteroid,AsteroidDatabaseOLD(:,1));
        %
        sameSPKID = AsteroidDatabaseOLD{Position,3} == currentSPKID;
        %
        if sameSPKID == true
            % compare close approaches
            newApproaches = setdiff(AsteroidDatabaseNEW{i,10},...
                AsteroidDatabaseOLD{Position,10});
            % if there are different close approaches, use only the new ones
            if isempty(newApproaches) == false
                AsteroidDatabase{m,1} = AsteroidDatabaseNEW{i,1};
                AsteroidDatabase{m,2} = AsteroidDatabaseNEW{i,2};
                AsteroidDatabase{m,3} = AsteroidDatabaseNEW{i,3};
                AsteroidDatabase{m,4} = AsteroidDatabaseNEW{i,4};
                AsteroidDatabase{m,5} = AsteroidDatabaseNEW{i,5};
                AsteroidDatabase{m,6} = AsteroidDatabaseNEW{i,6};
                AsteroidDatabase{m,7} = AsteroidDatabaseNEW{i,7};
                AsteroidDatabase{m,8} = AsteroidDatabaseNEW{i,8};
                AsteroidDatabase{m,9} = AsteroidDatabaseNEW{i,9};
                AsteroidDatabase{m,10} = newApproaches;
                m = m + 1;
            end
        else

```



```

        AsteroidDatabase{m,1} = AsteroidDatabaseNEW{i,1};
        AsteroidDatabase{m,2} = AsteroidDatabaseNEW{i,2};
        AsteroidDatabase{m,3} = AsteroidDatabaseNEW{i,3};
        AsteroidDatabase{m,4} = AsteroidDatabaseNEW{i,4};
        AsteroidDatabase{m,5} = AsteroidDatabaseNEW{i,5};
        AsteroidDatabase{m,6} = AsteroidDatabaseNEW{i,6};
        AsteroidDatabase{m,7} = AsteroidDatabaseNEW{i,7};
        AsteroidDatabase{m,8} = AsteroidDatabaseNEW{i,8};
        AsteroidDatabase{m,9} = AsteroidDatabaseNEW{i,9};
        AsteroidDatabase{m,10} = AsteroidDatabaseNEW{i,10};
        m = m + 1;
    end
else
    AsteroidDatabase{m,1} = AsteroidDatabaseNEW{i,1};
    AsteroidDatabase{m,2} = AsteroidDatabaseNEW{i,2};
    AsteroidDatabase{m,3} = AsteroidDatabaseNEW{i,3};
    AsteroidDatabase{m,4} = AsteroidDatabaseNEW{i,4};
    AsteroidDatabase{m,5} = AsteroidDatabaseNEW{i,5};
    AsteroidDatabase{m,6} = AsteroidDatabaseNEW{i,6};
    AsteroidDatabase{m,7} = AsteroidDatabaseNEW{i,7};
    AsteroidDatabase{m,8} = AsteroidDatabaseNEW{i,8};
    AsteroidDatabase{m,9} = AsteroidDatabaseNEW{i,9};
    AsteroidDatabase{m,10} = AsteroidDatabaseNEW{i,10};
    m = m + 1;
end
%
end
%
% save the updated database to an extra file
save('AsteroidDatabaseUPDATES','AsteroidDatabase')

```

*Published with MATLAB® 7.12*

**Algorithmus 12:** Funktion zum Laden der Asteroidenliste und Abruf der Ephemeriden. Die hier dargestellte Version wird nach einem Update der Asteroidendatenbank zum Nachladen neuer oder geänderter Ephemeriden verwendet.

```

clear all
clc
%
load('AsteroidsUPDATES.mat')
for i = 1:size(asteroids,1)
    to_go = size(asteroids,1) - i;
    disp(to_go)
    errorEph(i) = loadEphemeris(asteroids(i));
end
%
% retry ephemeris loading for failed ones
reloading = find(errorEph);
while isempty(reloading) == false
    for i = reloading
        to_go = size(asteroids,1) - i;
        disp(to_go)
        errorEph(i) = loadEphemeris(asteroids(i));
    end
    reloading = find(errorEph);
end

```

```
end
```

*Published with MATLAB® 7.12*

**Algorithmus 13: Funktion zur Erzeugung und Ausführung des Befehles für das Laden der Ephemeridendateien aus dem HORIZONS System.**

```
function errorEph = loadEphemeris( name )
%LOADEPHEMERIS load ephemeris file from JPL horizons server
%
%   enter the SPK ID and the name of the body, that you want the spk/bsp file
for
%   the file will be created by the Horizons server and downloaded to your
%   computer, where the file name will be the SPK_ID
%
requestCommand = sprintf('tclsh smb_spk_win -b "%s;" "2010-Dec-31 00:00:00"
"2052-Jan-2 00:00:00" martin.loescher@gmx.net
"%s.bsp"',char(name),strrep(char(name),' ',''));
%
system(requestCommand)
%
if ans ~= 0
    errorEph = 1;
else
    errorEph = 0;
end
end
```

*Published with MATLAB® 7.12*

**Algorithmus 14: Zusammenführung zweier Ergebnislisten nach einem Update der Asteroidendatenbank und anschließender Neuberechnung des Gesamtantriebsbedarfs.**

```
% get recent asteroid Database file
recentAsteroidDatabase = uigetfile({'*.mat','recent asteroid database'},...
'Select recent asteroid database');
load(recentAsteroidDatabase)
%
% select old final results file
OLDfinalResultsFile = uigetfile({'*.mat','old final results file'},...
'Select old final results file');
load(OLDfinalResultsFile)
asteroids_dVmin_OLD = asteroids_dVmin;
%
% select additional/newer final results file
NEWfinalResultsFile = uigetfile({'*.mat', ...
'new/additional final results file'},...
'Select new/additional final results file');
load(NEWfinalResultsFile)
asteroids_dVmin_NEW = asteroids_dVmin;
%
% ask for file specifications
options.Resize = 'On';
filename = inputdlg({'MOID [AU]';
'DATE [YYYY-MM-DD]'},...

```

```

                                'File specification',1,...
                                {'02';'2011-10-24'},options);
%
clear asteroids_dVmin
%
allTargets = cell2mat(AsteroidDatabase(:,3));
allApproaches = AsteroidDatabase(:,10);
%
% temporary preallocation of asteroids_dVmin
asteroids_dVmin = zeros(1,32);
%
for i = 1:size(allTargets,1)
    disp(i)
    resultsFromNew = asteroids_dVmin_NEW(:,25) == str2num(allTargets(i,:));
    resultsFromOld = asteroids_dVmin_OLD(:,25) == str2num(allTargets(i,:));
    dVmin_NEW = asteroids_dVmin_NEW(resultsFromNew,:);
    dVmin_OLD = asteroids_dVmin_OLD(resultsFromOld,:);
    for k = 1:size(allApproaches{i},1)
        approachInNew = dVmin_NEW(:,1) == allApproaches{i}(k);
        approachInOld = dVmin_OLD(:,1) == allApproaches{i}(k);
        approach_New = dVmin_NEW(approachInNew,1);
        approach_Old = dVmin_OLD(approachInOld,1);
        if isempty(approach_New)
            asteroids_dVmin = [asteroids_dVmin; dVmin_OLD(approachInOld,:)];
        else
            asteroids_dVmin = [asteroids_dVmin; dVmin_NEW(approachInNew,:)];
        end
    end
end
%
% remove temporary first line in asteroids_dVmin
asteroids_dVmin(1,:) = [];
%
save(sprintf('final_results_%sAU_%s',filename{1,1},filename{2,1}), ...
    'asteroids_dVmin');
```

*Published with MATLAB® 7.12*

#### Algorithmus 15: Hauptfunktion zum Starten des Postprocessings.

```

% filter final results for maximum delta-v
%
ResultsFile = uigetfile({'*.mat','complete final results'},...
    'Select the complete final results file');
load(ResultsFile)
%
AsteroidDBFile = uigetfile({'*.mat','asteroid database'},...
    'Select the recent Asteroid Database file');
load(AsteroidDBFile)
%
% ask for maximum delta-v
options.Resize = 'On';
dVmax = inputdlg({'max dV [km/s]';
    'MOID [AU]';
    'Date [YYYY-MM-DD]'},...
    'File specifications',1,...
```

```

        {'7.5';
        '02';
        '2011-10-24'},options);
%
filtered = asteroids_dVmin(:,12) <= str2double(dVmax{1,1});
filtered_dV_asteroids = asteroids_dVmin(filtered,:);
%
% get the names for the filtered asteroids and add them to the data array
filtered_dV_asteroids = getAstNames-
FromDB(AsteroidDatabase,filtered_dV_asteroids);
%
% get the delta-v vectors of earth and asteroid that belong to the
% asteroids
run dVtoasteroids
% save the final results
cd('c:/Users/loes_mt/Documents/MATLAB/2_numerical approach/postprocessing')
max = strrep(dVmax{1,1},'.','_');
%
save(sprintf('filteredAsteroids_dV=%s_%sAU_%s',max,dVmax{2,1},dVmax{3,1}), ...
'filtered_dV_asteroids')

```

*Published with MATLAB® 7.12*

**Algorithmus 16: Unterfunktion für das Postprocessing zur Ermittlung von Orbitelementen und der Vektoren der Einzelmanöver für den Transfer zum Asteroiden.**

```

mu_sun = 1.32712440018e11;
load('earth2011to2052')
%
statevectors = zeros(size(filtered_dV_asteroids{1,1},1),28);
manoeuvres = zeros(size(filtered_dV_asteroids{1,1},1),6);
rel_velocity = zeros(size(filtered_dV_asteroids{1,1},1),1);
%
for i = 1:size(filtered_dV_asteroids{1,1},1)
    disp(i)
    %
    % create state vectors for asteroid
    convertEphemeris(cell2mat(filtered_dV_asteroids{1,1}(i)), ...
        filtered_dV_asteroids{1,3}(i,25),mu_sun)
    load('asteroid2011to2052')
    %
    % determine the state vectors
    % earth at earth departure
    ed_date = filtered_dV_asteroids{1,3}(i,2);
    ed_ind = findline(earthvectors_all,1,ed_date);
    ed_pv = earthvectors_all(ed_ind,2:7);
    %
    aa_date = filtered_dV_asteroids{1,3}(i,2) + ...
        filtered_dV_asteroids{1,3}(i,6);
    aa_ind = findline(asteroidvectors_all,1,aa_date);
    aa_pv = asteroidvectors_all(aa_ind,2:7);
    %
    ad_date = filtered_dV_asteroids{1,3}(i,2) + ...
        filtered_dV_asteroids{1,3}(i,6) + filtered_dV_asteroids{1,3}(i,7);
    ad_ind = findline(asteroidvectors_all,1,ad_date);
    ad_pv = asteroidvectors_all(ad_ind,2:7);

```

```
%
ea_date = filtered_dV_asteroids{1,3}(i,2) + ...
    filtered_dV_asteroids{1,3}(i,6) + filtered_dV_asteroids{1,3}(i,7) + ...
    filtered_dV_asteroids{1,3}(i,11);
ea_ind = findline(earthvectors_all,1,ea_date);
ea_pv = earthvectors_all(ea_ind,2:7);
%
statevectors(i,:) = [ed_date ed_pv aa_date aa_pv ad_date ad_pv ...
    ea_date ea_pv];
manoeuvres(i,:) = [-(filtered_dV_asteroids{1,3}(i,16:18)-aa_pv(4:6)) ...
    filtered_dV_asteroids{1,3}(i,19:21)-ad_pv(4:6)];
%
closeApproachDate = filtered_dV_asteroids{1,3}(i,1);
cA_earth_vel = norm(earthvectors_all(findline(earthvectors_all,1, ...
    closeApproachDate),5:7));
cA_ast_vel = norm(asteroidvectors_all(findline(asteroidvectors_all,1, ...
    closeApproachDate),5:7));
rel_velocity(i,1) = cA_ast_vel - cA_earth_vel;
%
end
filtered_dV_asteroids{1,4} = statevectors;
filtered_dV_asteroids{1,5} = manoeuvres;
filtered_dV_asteroids{1,6} = rel_velocity;
```

*Published with MATLAB® 7.12*

**Algorithmus 17: Unterfunktion für das Postprocessing zur Ermittlung der Asteroidennamen und Konvertierung des Datums in koordinierte Weltzeit (UTC).**

```
function [filtered_dV_asteroids,dates] = getAstNamesFromDB(...
AsteroidDatabase,filtered_dV_asteroids)
load('earth_orbel')
%
for i = 1:size(filtered_dV_asteroids,1)
    name = filtered_dV_asteroids(i,25) == str2double(AsteroidDatabase(:,3));
    asteroid_names(i,1) = AsteroidDatabase(name,1);
    % create gregorian dates from modified julian dates
    dates(i,:) = {mjuliandate2utc(filtered_dV_asteroids(i,2)) ...
        mjuliandate2utc(filtered_dV_asteroids(i,2) + ...
            filtered_dV_asteroids(i,6)) ...
        mjuliandate2utc(filtered_dV_asteroids(i,2) + ...
            filtered_dV_asteroids(i,6) + filtered_dV_asteroids(i,7)) ...
        mjuliandate2utc(filtered_dV_asteroids(i,2) + ...
            filtered_dV_asteroids(i,6) + filtered_dV_asteroids(i,7) +
        ...
            filtered_dV_asteroids(i,11))};
end
% write array with asteroid names & calculation results
filtered_dV_asteroids = {asteroid_names dates filtered_dV_asteroids};
%
% change inclination from geocentric to ecliptic
filtered_dV_asteroids{1,3}(:,28) = abs(filtered_dV_asteroids{1,3}(:,28) - ...
    earth_orbel(1,3));
end
```

*Published with MATLAB® 7.12*

**Algorithmus 18: Berechnung des Antriebsbedarfs für Abbruchbahnen einer vorgegebenen Transferbahn. Beinhaltet die Erzeugung der Konturgrafiken für Antriebsbedarf und Wiedereintrittsgeschwindigkeit.**

```
function [] = AbortTrajectory_optional(filename,launchdate)
% calculate the delta-v for an abort during the outbound transfer for a
% given basic launch date
%-----
mu_sun = 1.32712440018e11; % gravitational parameter of the sun [km^3/s^2]
mu_e = 3.986e5; % gravitational parameter of the earth [km^3/s^2]
%
rRE = 6378.19 + 120; % radius for the beginning of earth re-entry
rESOI = 9.25e5; % radius of the earths sphere of influence
%
day2sec = 24*3600;
% values for seebat
c(1) = 9 / 7;
c(2) = 16 / 63;
c(3) = 25 / 99;
c(4) = 36 / 143;
c(5) = 49 / 195;
c(6) = 64 / 255;
c(7) = 81 / 323;
c(8) = 100 / 399;
c(9) = 121 / 483;
c(10)= 144 / 575;
c(11)= 169 / 675;
c(12)= 196 / 783;
c(13)= 225 / 899;
c(14)= 256 / 1023;
c(15)= 289 / 1155;
c(16)= 324 / 1295;
c(17)= 361 / 1443;
c(18)= 400 / 1599;
c(19)= 441 / 1763;
c(20)= 484 / 1935;
% values for kbatt
d(1) = 1 / 3;
d(2) = 4 / 27;
d(3) = 8 / 27;
d(4) = 2 / 9;
d(5) = 22 / 81;
d(6) = 208 / 891;
d(7) = 340 / 1287;
d(8) = 418 / 1755;
d(9) = 598 / 2295;
d(10)= 700 / 2907;
d(11)= 928 / 3591;
d(12)= 1054 / 4347;
d(13)= 1330 / 5175;
d(14)= 1480 / 6075;
d(15)= 1804 / 7047;
d(16)= 1978 / 8091;
d(17)= 2350 / 9207;
d(18)= 2548 / 10395;
d(19)= 2968 / 11655;
```

```

d(20)= 3190 /12987;
d(21)= 3658 /14391;
%
% adding paths for mice sources
cd('c:/users/ravenstation/Documents/MATLAB/2_numerical approach/ EphemerisCon-
version/')
cspice_furnsh('naif0009.tls');
%
% get outbound transfer duration & earth departure date
load(filename)
lind = findline(dVmin_LaunchDate,1,launchdate);
dT_out = dVmin_LaunchDate(lind,5); % outbound transfer time
t_launch = dVmin_LaunchDate(lind,1); % earth departure date [ModJDate]
t_launchEt = cspice_str2et(datestr(addtodate(datenum('1 Jan 2011 00:00:00'),
...
(t_launch - 55562),'day')));
%
% load earth state vectors
load('earth2011to2052') % loading pre-calculated earth vectors to variable
% 'earthvectors_all'
startEarth = findline(earthvectors_all,1,mjuliandate(2011,1,1));
stopEarth = findline(earthvectors_all,1,mjuliandate(2052,1,1));
earthvectors_all = earthvectors_all(startEarth:stopEarth,:);
%
% get initial state of transfer orbit
rT_launch = earthvectors_all(findline(earthvectors_all,1,t_launch),2:4);
vT_launch = dVmin_LaunchDate(lind,12:14);
%
% get transfer orbit osculating elements
t_outEt = t_launchEt:86400:(t_launchEt + (dT_out*86400) + 86400);
oscel_T = cspice_oscelt([rT_launch'; vT_launch'],t_launchEt,mu_sun);
disp(oscel_T(3))
%
% change orbit inclination to ecliptic
load('earth_orbel');
oscel_T(3) = oscel_T(3) - earth_orbel(3)*(pi/180);
%
% calculate transfer orbit state vectors for each "outbound orbit day"
outboundState = zeros(dT_out + 2,7);
outboundState(:,1) = t_launch:(t_launch + dT_out + 1);
%
for i = 1:(dT_out+1)
    outboundState(i,2:7) = cspice_conics(oscel_T,t_outEt(i));
end
%
% abort trajectory solver
m = 1;
%
for tAb = t_launch:1:(t_launch + dT_out) % day of abort
    %
    k = 1;
    %
    switched = false; % initial value for transfer type border
    %
    for tF = 1:360 % duration of return trajectory
        %

```

```

% get vectors for abort
ind_ab = findline(outboundState,1,tAb);
rSC_ab = outboundState(ind_ab,2:4);
vSC_ab = outboundState(ind_ab,5:7);
ind_ea = findline(earthvectors_all,1,tAb + tF);
rE_ea = earthvectors_all(ind_ea,2:4);
vE_ea = earthvectors_all(ind_ea,5:7);
dnu = acosd(dot(rSC_ab,rE_ea)/(norm(rSC_ab)*norm(rE_ea)));
%
% find the border for long transfer
rE_ea1 = earthvectors_all((ind_ea + 1),2:4);
dnu1 = acosd(dot(rSC_ab,rE_ea1)/(norm(rSC_ab)*norm(rE_ea1)));
%
if (dnu > dnu1)
    if (dnu > 170) || (switched == true)
        switched = true;
        Ttype = 'l';
    else
        Ttype = 's';
    end
else
    if switched == false
        Ttype = 's';
    else
        Ttype = 'l';
    end
end
%
% call lambert solver
[vT_ab(1,:),vT_ab(2,:)] = lambertb(rSC_ab,rE_ea,Ttype, ...
    tF*day2sec,mu_sun,c,d);
%
% abort maneuver
dV_ab_vec = vT_ab(1,:) - vSC_ab;
dV_ab = norm(dV_ab_vec);
%
% re-entry velocity
vSC_ea = sqrt((2*mu_e/rRE) + (norm(vT_ab(2,:)-vE_ea))^2 - ...
    (2*mu_e/rESOI));
%
% write values to matrix
abort_dV_vec{k,m} = dV_ab_vec;
abort_dV(k,m) = dV_ab;
reentry_vel(k,m) = vSC_ea;
%
k = k + 1;
end
%
m = m + 1;
end
save(sprintf('%s_abort_dV',filename),'abort_dV')
save(sprintf('%s_abort_dV_vec',filename),'abort_dV_vec')
save(sprintf('%s_abort_reentry_vel',filename),'reentry_vel')
save(sprintf('%s_outbound_trajectory',filename),'outboundState')
%
cspice_kclear

```



```

%-----
% plotting
%-----
% create contour plot from filled delta-v matrix
figure(1)
max_available_dV = dVmin_LaunchDate(lind,3) + dVmin_LaunchDate(lind,7);
spacing = (max_available_dV+0.1)/15;
contouring = 0:spacing:(max_available_dV+0.1);
contourf(abort_dV,contouring);
Z(1,1:181) = 1;
line(0:180,180:-1:0,Z,'Color','w','LineWidth',2,'Tag','180 days');
text((dT_out/2),(180-dT_out/2),1,'180 days','Color','k','BackgroundColor', ...
     'w','FontWeight','bold')
hold on
%
xlabel('day of abort during outbound flight [days]','FontWeight','bold')
ylabel('return flight time since abort [days]','FontWeight','bold')
set(gca,'YTick',0:30:360)
title({sprintf('Abort Trajectory delta-v of %s for different abort times and
return flight times',...
    filename(1:strfind(filename,'_'))},' (nominal mission duration is 180
days)'),'FontWeight','bold','FontSize',12)
% add colorbar and change color focus
colorbar
h1= colorbar;
set(get(h1,'ylabel'),'String','delta-v [km/s]','Rotation', 90,'Font-
Weight','bold')
hold off
%
% create contour plot for the re-entry velocities
figure(2)
re_contouring = 11:0.1:12.1;
contourf(reentry_vel,re_contouring);
Z(1,1:181) = 1;
line(0:180,180:-1:0,Z,'Color','w','LineWidth',2,'Tag','180 days');
text((dT_out/2),(180-dT_out/2),1,'180
days','Color','k','BackgroundColor','w','FontWeight','bold')
hold on
%
xlabel('day of abort during outbound flight [days]','FontWeight','bold')
ylabel('return flight time since abort [days]','FontWeight','bold')
set(gca,'YTick',0:30:360)
title({sprintf('Abort Trajectory re-entry velocity of %s for different abort
times and return flight times',...
    filename(1:strfind(filename,'_'))},' (nominal mission duration is 180
days)'),'FontWeight','bold','FontSize',12)
% add colorbar and change color focus
colorbar
h2= colorbar;
set(get(h2,'ylabel'),'String','re-entry velocity [km/s]','Rotation', 90,
'FontWeight','bold')
hold off
end

```

## Formelverzeichnis

(2.1)	Durchmesser eines Objektes anhand von absoluter Helligkeit und Albedo	[3]
(3.1)	Keplergleichung in Relativform: Bewegungsgleichung für das Zweikörperproblem	[69, p. 23]
(3.2)	Radius der SOI um einen Zentralkörper	[70, p. 440]
(3.3)	Vis-Viva Gleichung	[71, p. 80]
(3.4)	Fluchtgeschwindigkeit bezüglich der SOI	aus (3.3)
(3.5)	heliocentrische Geschwindigkeitsdifferenz zwischen Erde und Raumfahrzeug am Rand der SOI	
(3.6)	geozentrische Geschwindigkeit aus heliocentrischer Geschwindigkeitsdifferenz, entspricht der Fluchtgeschwindigkeit des Raumfahrzeuges bzgl. der Erde am Rand der SOI	aus (3.5)
(3.7)	Antriebsbedarf für das EDM	
(3.8)	geozentrische Geschwindigkeit des Raumfahrzeuges im Perigäum	aus (3.3) und mit (3.6)
(3.9)	geozentrische Kreisbahngeschwindigkeit des Raumfahrzeuges	aus (3.3)
(3.10)	Antriebsbedarf für das AAM	
(3.11)	Antriebsbedarf für das ADM	
(3.12)	Gesamtantriebsbedarf für die Asteroidenmission	mit (3.7), (3.10), (3.11)

(3.13)	Grenzradius für den Wiedereintritt in die Erdatmosphäre	[72]
(3.14)	Deklination des Fluchtvektors	[70, p. 205]
(3.15)	Rektaszension des Fluchtvektors	[70, p. 443]
(3.16)	Exzentrizität der Fluchthyperbel	[70, p. 205]
(3.17)	Winkel zwischen Perigäum und Asymptote der Fluchthyperbel	[75, p. 39]
(3.18)	trigonometrische Beziehung zwischen Deklination, Inklination und Argument des Perigäums	[75, p. 41]
(3.19)	Argument des Perigäums der Fluchthyperbel	aus (3.18)
(3.20)	Wertebereich der Inklination bei vorgegebener Deklination des Fluchtvektors	aus (3.19)
(3.21)	Rektaszension des Ausgangsorbits bzgl. des Längengrades	[75, p. 42]
(3.22)	aufsteigender Knotens des Ausgangsorbits	[75, p. 42]
(3.23)	Antriebsbedarf für das Abbruchmanöver	vgl. (3.10) und (3.11)
(4.1)	empirische Formel zur Bestimmung des netto bewohnbaren Volumens für die Gesamtmission	vgl. [80]
(4.2)	empirische Formel zur Bestimmung des netto bewohnbaren Volumens für eine Raumkapsel	vgl. [81]
(4.3)	empirische Gleichung zur Ermittlung des Strukturgewichts einer Raumkapsel	vgl. [96]

(4.4)	Freiraumverlust bei der Übertragung elektromagnetischer Wellen im Vakuum	[78, p. 885]
(4.5)	Antennengewinn einer Parabolantenne	[78, p. 898]
(4.6)	verfügbares Signal-zu-Rauschleistungs-Verhältnis	[78, p. 896]
(4.7)	verfügbarer Störabstand	[78, p. 896]
(4.8)	Empfängergüte	[78, p. 899]
(4.9)	EIRP, gerichtete Abstrahlung relativ zur isotropischen Rundumstrahlung	[78, p. 899]
(4.10)	Transmitterleistung aus den Streckengrößen	vgl. [78, p. 896]
(4.11)	Transmitterleistung aus der Streckenbilanz und dem Gewinn der Sendeantenne	aus (4.10)
(4.12)	durchschnittlicher elektrischer Leistungsbedarf für ein bemanntes Raumfahrzeug	[78, p. 413]
(4.13)	maximaler elektrischer Leistungsbedarf für ein bemanntes Raumfahrzeug	vgl. [78, p. 413]
(4.14)	Gesamtenergiebedarf für das bemannte Raumfahrzeug im LEO	vgl. [108]
(4.15)	Gesamtenergiekapazität des Speichers	vgl. [108]
(4.16)	Gesamtenergiebedarf für die Energiegenerierung	vgl. [108]
(4.17)	Gesamtfläche der Solarzellen	vgl. [108]

---

(4.18)	Gesamtleistung der Solaranlage	vgl. [108]
(4.19)	spezifische Abstrahlleistung eines thermischen Radiators	[78, p. 521]
(4.20)	empirische Gleichung zur Ermittlung der Strukturmasse eines Adapters zwischen zwei Raumfahrzeugen	[96]
(4.21)	Mantelfläche eines Kegelstumpfes (hier speziell für das SM)	[109]
(4.22)	maximaler Tankdurchmesser für die Unterbringung im unbedruckten Teil der bemannten Raumkapsel	vgl. [109]
(4.23)	maximale Anzahl der im unbedruckten Teil der Raumkapsel anordenbaren Tanks mit dem maximalen Durchmesser	vgl. [109]
(4.24)	nutzbares Volumen eines Tanks mit Druckblase	vgl. [109] und [110]
(4.25)	Leermasse eines Tanks durch Verwendung der oberflächenspezifischen Masse	vgl. [109] und [110]
(4.26)	innere Länge des NEAHab basierend auf dem bedruckten Volumen des NEAHab und der Innenlänge des original Columbus-moduls	vgl. [109]
(4.27)	äußere Länge des NEAHab	
(4.28)	Solarzellenfläche des NEAHab	vgl. (4.17)
(4.29)	Ziolkowski-Raketengleichung zur Bestimmung der Treibstoffmasse für das AOCS der Raumkapsel	vgl. [71, p. 40]
(5.1)	allgemeine Ziolkowsky-Raketengleichung	[71, p. 40]
(5.2)	Gesamtstartmasse einer einstufigen Raketen	[71, p. 45]

---

(5.3)	Strukturmassenverhältnis einer einstufigen Rakete	[71, p. 45]
(5.4)	Nutzlastverhältnis einer einstufigen Rakete	[71, p. 45]
(5.5)	Strukturmassenverhältnis der i-ten Stufe einer mehrstufigen Rakete	[71, p. 50]
(5.6)	Nutzlastmasse der i-ten Stufe einer mehrstufigen Rakete	[71, p. 50]
(5.7)	Antriebsbedarf der i-ten Stufe einer mehrstufigen Rakete	[71, p. 50]
(5.8)	Gesamtstartmasse (IMLEO) für ein mehrstufiges, tandemgestuftes Raketensystem	aus (5.5), (5.6) und (5.7)

## Literaturverzeichnis

- [1] International Space Exploration Coordination Group, "The Global Exploration Roadmap," National Aeronautics and Space Administration (NASA), Washington (DC), 2011.
- [2] D. Yeomans, "Near Earth Object Program," National Aeronautics and Space Administration (NASA), 14 Oktober 2011. [Online]. Available: <http://neo.jpl.nasa.gov>. [Accessed 14 Oktober 2011].
- [3] M. Hörenz, *Luft- und Raumfahrtpraktikum: Beobachtung von Himmelsobjekten*, Dresden: Technische Universität Dresden, Institut für Luft- und Raumfahrttechnik, Professur für Raumfahrtsysteme und Raumfahrtnutzung, WS 2010/11.
- [4] M. S. Belton, T. H. Morgan, N. H. Samarasinha and D. K. Yeomans, *Mitigation of Hazardous Comets and Asteroids*, Cambridge (UK): Cambridge University Press, 2004.
- [5] L.-A. McFadden, P. R. Weissman and T. V. Johnson, *Encyclopedia of the Solar System*, 2. ed., San Diego, London, Amsterdam, Burlington: Elsevier, 2007.
- [6] I. d. Pater and J. J. Lissauer, *Planetary Sciences*, 2 ed., New York: Cambridge University Press, 2010.
- [7] G. H. Stokes, D. K. Yeomans, W. F. Bottke, S. R. Chesley, J. B. Evans, R. E. Gold, A. Harris, D. Jewitt, T. S. Kelso, R. S. McMillan, T. B. Spahr and S. P. Worden, "Study to Determine the Feasibility of Extending the Search for Near-Earth Objects to Smaller Limiting Diameters," National Aeronautics and Space Administration (NASA), Huntsville (AL), 22. August 2003.
- [8] D. J. Tholen, *Asteroid taxonomy from cluster analysis of Photometry*, Tucson: University of Arizona, September 1984.
- [9] S. J. Bus, *Compositional structure in the asteroid belt : results of a spectroscopic survey*, Massachusetts: Massachusetts Institute of Technology, 1999.
- [10] P. Abell, "Near-Earth Objects: Targets for Future Human Exploration, Solar System Science, and Planetary Defense," in *Caltech Space Challenge*, Pasadena (CA), 2011.
- [11] R. R. Landis, D. J. Korsmeyer, P. A. Abell and D. R. Adamo, "A Piloted Orion Flight to a Near-Earth Object: A Feasibility Study," American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA), Houston (TX), Moffett Field (CA), 2007.
- [12] D. J. Korsmeyer, R. R. Landis and P. A. Abell, "Into the beyond: A crewed mission to a near-Earth object," *Acta Astronautica* 63, pp. 213-220, 18 April 2008.
- [13] R. R. Landis, P. A. Abell, D. J. Korsmeyer, T. D. Jones and D. R. Adamo, "Piloted Operations at a near-Earth object (NEO)," *Acta Astronautica* 65, pp. 1689-1697, 7 Juni 2009.
- [14] P. A. Abell, D. J. Korsmeyer, R. R. Landis, D. J. Thomas, D. R. Adamo, D. D. Morrison, L. G. Lemke, A. A. Gonzales, R. Gershman, T. H. Sweetser, L. L. Johnson and E. Lu, "Scientific exploration of near-Earth objects via the Orion Crew Exploration Vehicle," *Meteoritics & Planetary Science*, vol. 44, no. 12, pp. 1825-1836, 2009.
- [15] P. A. Abell, "Roadmap for Human Exploration of Small Bodies," in *4th SBAG Meeting*, National

Harbor (MD), 2011.

- [16] Vereinigte Staaten von Amerika (USA), *National Space Policy of the United States of America*, Washington: United States of America, 2010.
- [17] Council of The European Union, „Global Challenges: taking full benefit of European space systems,“ EU, Brüssel, 26. November 2010.
- [18] A. Zak, "RussianSpaceWeb.com," 8 Juni 2011. [Online]. Available: <http://www.russianspaceweb.com>. [Accessed 13 November 2011].
- [19] J. Johnson-Freese, "China's Space Ambitions," Ifri Security Studies Center, Paris Cedex, Frankreich; Brüssel, Belgien, 2007.
- [20] J. Johnson-Freese, *The Chinese Space Program: Sun Tzu or Apollo Redux?*, Newport (RI): Naval War College, 2003.
- [21] Indian Space Research Organisation (ISRO), "Space Technology in the Service of Human Kind," Indian Space Research Organisation (ISRO), 2011. [Online]. Available: <http://www.isro.org>. [Accessed 14 November 2011].
- [22] W. F. Bottke, D. Vokrouhlický, D. P. Rubincam and D. Nesvorný, "The Yarkovsky and YORP Effects: Implications for Asteroid Dynamics," *Annual Review of Earth and Planetary Science*, no. 34, pp. 157-192, 2006.
- [23] Minor Planet Center (MPC), "IAU Minor Planet Center," International Astronomical Union (IAU), 1 November 2011. [Online]. Available: <http://www.minorplanetcenter.net>. [Accessed 16 November 2011].
- [24] G. Hahn and S. Mottola, "European Asteroid Research N0de (E.A.R.N.)," Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V., 12 Dezember 2011. [Online]. Available: <http://earn.dlr.de>. [Accessed 31 Januar 2012].
- [25] H. J. Blome, H. Duerbeck, J. V. Feitzinger, J. Hoell, W. Priester, H. Scheffler und F. Speer, *Sterne und Weltraum*, Bd. 8, W. Raith, Hrsg., Berlin, New York: Walter de Gruyter, 2002.
- [26] S. Haberer, „Haberer-Meteorite,“ Haberer-Meteorite, 2010. [Online]. Available: <http://www.haberer-meteorite.de>. [Zugriff am 20 Oktober 2010].
- [27] S. J. Ostro, "Radar Observations of Earth-Approaching Asteroids," *Engineering & Science*, vol. LX, no. 2, 1997.
- [28] L. A. M. Benner and S. J. Ostro, "Asteroid Radar Research," California Institute of Technology, JPL, 2011. [Online]. Available: <http://echo.jpl.nasa.gov>. [Accessed 21 Oktober 2011].
- [29] B. W. Barbee, "Target NEO: Open Global Community NEO Workshop Report," George Washington University, Washington D.C., 2011.
- [30] National Aeronautics and Space Administration (NASA), „Galileo Legacy Site,“ National Aeronautics and Space Administration (NASA), 28 Juni 2010. [Online]. Available: <http://solarsystem.nasa.gov/galileo>. [Zugriff am 28 Oktober 2011].
- [31] M. J. S. Belton, J. Veverka, P. Thomas, P. Helfenstein, D. Simonelli, C. Chapman, M. E. Davies, R. Greeley, R. Greenberg, J. Head, S. Murchie, K. Klaasen, T. V. Johnson, A. McEwen, D. Morrison, G. Neukum, F. Fanale, C. Anger und M. Carr, „Galileo Encounter with 951 Gaspra:



- First Pictures of an Asteroid," *Science*, pp. 1647-1652, 18 September 1992.
- [32] A. F. Cheng, "Near Earth Asteroid Rendezvous: Mission Summary," *Asteroids III*, pp. 351-366, 2002.
- [33] Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA), „Hayabusa," Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA), 2010. [Online]. Available: <http://hayabusa.jaxa.jp>. [Zugriff am 28 Oktober 2011].
- [34] Institute of Space and Astronautical Science, „Hayabusa," Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA), 2008. [Online]. Available: <http://www.isas.ac.jp/e/enterp/missions/hayabusa/index.shtml>. [Zugriff am 28 Oktober 2011].
- [35] National Aeronautics and Space Administration (NASA), „Deep Impact Legacy Site," National Aeronautics and Space Administration (NASA), 16 November 2010. [Online]. Available: <http://solarsystem.nasa.gov/deepimpact>. [Zugriff am 28 Oktober 2011].
- [36] National Aeronautics and Space Administration (NASA), „EPOXI Encounter with Comet Hartley 2," National Aeronautics and Space Administration (NASA), 28 Juli 2011. [Online]. Available: <http://www.nasa.gov/epoxi>. [Zugriff am 28 Oktober 2011].
- [37] National Aeronautics and Space Administration (NASA), „STARDUST NASA's Comet Sample Return Mission," National Aeronautics and Space Administration (NASA), 3 November 2009. [Online]. Available: <http://stardust.jpl.nasa.gov>. [Zugriff am 28 Oktober 2011].
- [38] National Aeronautics and Space Administration (NASA), „STARDUST NExT," National Aeronautics and Space Administration (NASA), 25 März 2011. [Online]. Available: <http://stardustnext.jpl.nasa.gov>. [Zugriff am 28 Oktober 2011].
- [39] European Space Agency (ESA), „ROSETTA," European Space Agency (ESA), 27 Oktober 2011. [Online]. Available: <http://sci.esa.int/rosetta>. [Zugriff am 28 Oktober 2011].
- [40] National Aeronautics and Space Administration (NASA), „DAWN A Journey to the Beginning of the Solar System," National Aeronautics and Space Administration (NASA), 28 Oktober 2011. [Online]. Available: <http://dawn.jpl.nasa.gov>. [Zugriff am 28 Oktober 2011].
- [41] National Aeronautics and Space Administration (NASA), „NASA Homepage," National Aeronautics and Space Administration (NASA), 25 Mai 2011. [Online]. Available: <http://www.nasa.gov/topics/solarsystem/features/osiris-rex.html>. [Zugriff am 2 November 2011].
- [42] C. Dietze, F. Herrmann, S. Kuß, C. Lange, M. Scharringhausen, L. Witte, T. van Zoest and H. Yano, "Landing and Mobility Concept for the Small Asteroid Lander MASCOT on Asteroid 1999 JU3," in *61st International Astronautical Congress (IAC)*, Prag, Tschechien, 2010.
- [43] Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA), "Hayabusa 2 Project," Japan Aerospace Exploration Center (JSPEC), 2011. [Online]. Available: [http://b612.jspec.jaxa.jp/hayabusa2/e/index\\_e.html](http://b612.jspec.jaxa.jp/hayabusa2/e/index_e.html). [Accessed 17 November 2011].
- [44] D. Scheeres, F. Marzari, L. Tomasella and V. Vanzani, "ROSETTA mission: satellite orbits around a cometary nucleus," *Planetary Space Sciences*, vol. 46, no. 6/7, pp. 649-671, 1998.
- [45] D. Davis, "Launching to the Moon and Beyond: Ares I and V Updates," National Aeronautics and Space Administration (NASA), Huntsville (AL), 2008.

- 
- [46] S. Langhoff, T. Spilker, G. Martin and G. Sullivan, "Workshop Report on Ares V Solar System Science," National Aeronautics and Space Administration (NASA), Moffett Field (CA), 2008.
- [47] J. Elliott, T. Spilker, K. Reh, T. Balint, D. Smith and G. Woodcock, "Ares V: Application to solar system scientific exploration," *Acta Astronautica*, pp. 368-373, März 2010.
- [48] Lockheed Martin Corporation, *Orion Status and Multi-Mission Capabilities*, Houston (TX): Lockheed Martin Corporation, 2009.
- [49] Lockheed Martin Corporation, *Orion - America's Next Generation Spacecraft*, Houston (TX): National Aeronautics and Space Administration (NASA), 2010.
- [50] Lockheed Martin Corporation, *Orion - Safe, Reliable Human Transport to Low-Earth Orbit and Beyond*, Houston (TX): Lockheed Martin Corporation, 2010.
- [51] Lockheed Martin Corporation, *Orion Project Milestones*, Houston (TX): Lockheed Martin Corporation, 2010.
- [52] United Launch Alliance, "Delta IV Payload Planners Guide," United Launch Alliance, Littleton (CO), 2007.
- [53] United Launch Alliance, "Atlas V Launch Services User's Guide," United Launch Alliance, Centennial (CO), 2010.
- [54] National Aeronautics and Space Administration (NASA), "Commercial Crew & Cargo," National Aeronautics and Space Administration (NASA), 17 August 2011. [Online]. Available: <http://www.nasa.gov>. [Accessed 11 November 2011].
- [55] T. May, P. Earl, A. Priskos, T. Lavoie, M. Kynard, C. McArthur, F. Bickley and S. Doering, "Space Launch System (SLS) Program," in *SLS Industry Day*, Huntsville (AL), September 2011.
- [56] National Aeronautics and Space Administration (NASA), *Space Launch System - A New National Capability*, Huntsville (AL): NASA, September 2011.
- [57] D. Landau and N. Strange, *Near-Earth Asteroids accessible to Human Exploration with High-Power Electric Propulsion*, Pasadena (CA): Jet Propulsion Laboratory (JPL), 2011.
- [58] C. R. Mercer, S. R. Oleson, E. J. Pencil, M. F. Piszczor, L. S. Mason, K. M. Bury, D. H. Manzella, T. W. Kerslake, J. S. Hojnicky and J. P. Brophy, *Benefits of Power and Propulsion Technology for a Piloted Electric Vehicle to an Asteroid*, Cleveland (OH), Pasadena (CA): American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2011.
- [59] J. R. Brophy, R. Gershman, N. Strange, D. Landau, R. G. Merrill and T. Kerslake, "300kW Solar Electric Propulsion System Configuration for Human Exploration of Near-Earth Asteroids," American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA), Pasadena (CA), Langley (VA), Cleveland (OH), 2011.
- [60] D. Landau and N. Strange, "Human Exploration of Near-Earth Asteroids via Solar Electric Propulsion," American Astronomical Society (AAS), Pasadena (CA), 2011.
- [61] D. J. Hoffman, T. W. Kerslake, J. S. Hojnicky, D. H. Manzella, R. D. Falck, H. A. Cikanek III, M. D. Klem and J. M. Free, "Concept Design of High Power Solar Electric Propulsion Vehicles for Human Exploration," in *62nd International Astronautical Congress (IAC)*, Cape Town, Africa, 2011.

- 
- [62] S. Wagner and B. Wie, "Target Asteroid Selection for Human Exploration of Near Earth Objects," Iowa State University, Iowa, 2010.
- [63] A. Zimmer and E. Messerschmid, "Target Slection and Mission Analysis of Human Exploration Missions to Near-Earth Asteroids," Institute of Space Systems, University of Stuttgart, Stuttgart, 2011.
- [64] R. Turner, "Radiation Risks and Challenges Associated with Human Missions to an Asteroid," in *Caltech Space Challenge*, Pasadena (CA), 2011.
- [65] F. A. Cucinotta, "Space Radiation Cancer Risk Projections and Uncertainties - 2010," National Aeronautics and Space Administration (NASA), Houston (TX), 2011.
- [66] F. A. Cucinotta, "Space Radiation Organ Doses for Aastronauts on past and future Missions," National Aeronautics and Space Administration (NASA), Houston (TX), 2007.
- [67] A. Akopova, M. Manaseryan, A. Melkonyan, s. Tatikyan and Y. Potapov, "Radiation measurement on the International Space Station," *Radiation Measurements*, vol. 39, no. 2, pp. 225-228, 2005.
- [68] J. R. Wertz, D. F. Everett and J. J. Puschell, *Space Mission Engineering: The New SMAD*, Hawthorne (CA): Space Technology Library, Microcosm Press, 2011.
- [69] D. A. Vallado and W. D. McClain, *Fundamentals of Astrodynamics and Applications*, 3. ed., Hawthorne (CA), New York (NY): Space Technology Library, Microcosm Press, Springer, 2007.
- [70] H. D. Curtis, *Orbital Mechanics for Engineering Students*, 2. ed., Oxford: Elsevier, Butterworth-Heinemann, 2009.
- [71] E. Messerschmid and S. Fasoulas, *Raumfahrtsysteme*, Berlin, Heidelberg: Springer-Verlag, 2009.
- [72] S. Fasoulas, *Aerothermodynamik - Skript zur gleichnamigen Vorlesung*, Dresden: Technische Universität Dresden, 2008.
- [73] R. R. Bate, D. D. Mueller und J. E. White, *Fundamentals of Astrodynamics*, New York (NY): Dover Publications Inc., 1971.
- [74] R. H. Battin, *An Introduction to the Mathematics an Methods of Astrodynamics*, 2. ed., New York: AIAA Education Series, 1999.
- [75] S. Kemble, *Interplanetary Mission Analysis and Design*, Berlin, Heidelberg, New York: Springer, 2006.
- [76] D. K. Yeomans, "Solar System Dynamics - HORIZONS System," Jet Propulsion Laboratory (JPL), 24 November 2011. [Online]. Available: <http://ssd.jpl.nasa.gov/?horizons>. [Accessed 24 November 2011].
- [77] C. Acton, "Planetary Data System Navigation Node - SPICE," Navigation Ancillary Information Facility (NAIF), 11 November 2011. [Online]. Available: <http://naif.jpl.nasa.gov/>. [Accessed 24 November 2011].
- [78] W. J. Larson und L. K. Pranke, *Human Spaceflight Mission Analysis and Design*, New York: McGraw-Hill, 1999.

- 
- [79] National Aeronautics and Space Administration (NASA), Human Integration and Design Handbook (HIDH), Washington (DC): National Aeronautics and Space Administration (NASA), 2010.
- [80] National Aeronautics and Space Administration (NASA), "NASA Space Flight Human Systems Standard, Volume 2: Human Factors, Habitability, and Environmental Health," National Aeronautics and Space Administration (NASA), Washington (DC), 2011.
- [81] M. M. Cohen, "Testing the Celentano Curve: An Empirical Survey of Predictions for Human Spacecraft Pressurized Volume," in *International Conference on Environmental Systems (ICES)*, San Francisco (CA), 2008.
- [82] National Aeronautics and Space Administration (NASA), „Preliminary Report Regarding NASA's Space Launch System and Multi-Purpose Crew Vehicle,“ NASA, Huntsville (AL), Januar 2011.
- [83] National Aeronautics and Space Administration (NASA), *NASA Space Flight Human System Standard Vol I: Crew Health*, Washington (DC): National Aeronautics and Space Administration (NASA), 2007.
- [84] T. Schmiel und O. Przybiski, *Vorlesung Raumstationen*, Dresden: Technische Universität Dresden, Institut für Luft- und Raumfahrttechnik, Professur für Raumfahrtsysteme und Raumfahrtnutzung, WS 2010/11.
- [85] K. Reiley, M. Burghardt, J. Ingham and M. F. P. Lembeck, "Boeing CST-100 Commercial Crew Transportation System," in *AIAA Space 2010 Conference & Exposition*, Houston (TX), 30. August - 2. September 2010.
- [86] M. Sippel, I. Dietlein, N. Hanowski, O. Romberg, D. Schubert, W. Seboldt und H. Weihs, „Studienzusammenfassung Executive Summary Bemannter Europäischer Raumtransporter (BERT),“ Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, Köln, 23. Juli 2008.
- [87] J. D. Russell, "Environmental Control and Life Support Considerations for a Human Mission to Near Earth Asteroids," in *AIAA Space 2010 Conference & Exposition*, Anaheim (CA), 2010.
- [88] J. Hopkins, A. Dissel, M. Jones, J. Russell and R. Gaza, "Plymouth Rock - An early Human Mission to Near Earth Asteroids Using Orion Spacecraft, Version 2.0," Lockheed Martin Corporation, Bethesda (MD), 2010.
- [89] K. Reiley, M. Burghardt, M. Wood, J. Ingham and M. F. Lembeck, "Design Considerations for a Commercial Crew Transportation System," in *AIAA Space 2011 Conference & Exposition*, Long Beach (CA), 2011.
- [90] The Boeing Company, "Boeing CST-100 Commercial Crew Transportation System," The Boeing Company, Chicago (IL), 2011.
- [91] Space Exploration Technologies (SpaceX), "SpaceX: The Next Great American Adventure," Space Exploration Technologies (SpaceX), Hawthorne (CA), 2011.
- [92] Space Exploration Technologies (SpaceX), "SpaceX," Space Exploration Technologies (SpaceX), 07 Januar 2012. [Online]. Available: <http://www.spacex.com>. [Accessed 10 Januar 2012].
- [93] Space Exploration Technologies (SpaceX), "DragonLab(TM) Fast Track to flight. v2.1," Space Exploration Technologies (SpaceX), Hawthorne (CA), 2011.

- 
- [94] European Space Agency (ESA) ESTEC, "Exploration Reference Architecture Document, Appendix 1 Elements Data Sheets," European Space Agency (ESA), Noordwijk, 2009.
- [95] NASA, ESA, Roskosmos, CSA, MEXT, "International Docking System Standard (IDSS)," 22 Juni 2011. [Online]. Available: <http://www.internationaldockingstandard.com>. [Accessed 13 Januar 2012].
- [96] National Aeronautics and Space Administration (NASA), "Mass Estimating and Forecasting for Aerospace Vehicles based on Historical Data, JSC-26098," National Aeronautics and Space Administration, Houston (TX), 1994.
- [97] A. Edwards, G. Hautaluoma and K. Clem, "NASA Selects Material for Orion Spacecraft Heat Shield," National Aeronautics and Space Administration (NASA), 07 April 2009. [Online]. Available: [http://www.nasa.gov/home/hqnews/2009/apr/HQ\\_09-080\\_Orion\\_Heat\\_Shield.html](http://www.nasa.gov/home/hqnews/2009/apr/HQ_09-080_Orion_Heat_Shield.html). [Accessed 12 Januar 2012].
- [98] J. E. Pavlosky and L. G. St. Leger, "Apollo Experience Report - Thermal Protection Subsystem, NASA TN D-7564," National Aeronautics and Space Administration, Houston (TX), 1974.
- [99] R. L. Carrasquillo, "ISS ECLSS Evolution for Exploration," American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA), Huntsville (AL), 2005.
- [100] National Aeronautics and Space Administration (NASA), Living Together in Space: The Design and Operation of the Life Support Systems of the International Space Station, Huntsville (AL): National Aeronautics and Space Administration (NASA), 1998.
- [101] Acorde Technologies, "X-Band Transceiver ACTR-X150W High Power Series," Acorde Technologies, Santander, Spanien, 2009.
- [102] Q-Par Angus Ltd., "0.7 m Reflector Antennas, WBH4-8N feed with QSR700-309 Reflector," Q-Par Angus Ltd., 17 Januar 2012. [Online]. Available: <http://www.q-par.com>. [Accessed 17 Januar 2012].
- [103] EADS Astrium, "Datenblatt: ICDE-NG On Board Computer Multi Application Purpose," 1 März 2010. [Online]. Available: <http://www.astrium.eads.net>. [Accessed 18 Januar 2012].
- [104] EADS Astrium, "Datenblatt: Solid State Recorders (SSR) for Space Applications," 1 März 2010. [Online]. Available: <http://www.astrium.eads.net>. [Accessed 18 Januar 2012].
- [105] EADS Astrium, "Datenblatt: Astrix 120 Very High Performance FOG Fibre Optic Inertial Measurement Unit," 1 März 2010. [Online]. Available: <http://www.astrium.eads.net>. [Accessed 15 Januar 2012].
- [106] EADS Astrium, "Datenblatt: Coarse Bi-Axis Sun Sensor," 1 März 2010. [Online]. Available: <http://www.astrium.eads.net>. [Accessed 15 Januar 2012].
- [107] AzurSpace Solar Power GmbH, "Datenblatt: 30 % Tripple Junction GaAs Solar Cell Type: TJ Solar Cell 3G30C," 1 September 2009. [Online]. Available: <http://www.azurspace.com>. [Accessed 18 Januar 2012].
- [108] T. Schmiel, *Vorlesung Energiesysteme für Raumfahrzeuge*, Dresden: Technische Universität Dresden, Institut für Luft- und Raumfahrttechnik, Professur für Raumfahrtsysteme und Raumfahrtnutzung, WS 2010/11.

- [109] F.-M. Becker and G. Boortz, *Formeln und Tabellen für die Sekundarstufe I und II*, Berlin: PAETEC, 1999.
- [110] EADS Astrium, "Datenblatt: Surface Tension Tank OST 31/0," 20 Januar 2012. [Online]. Available: <http://cs.astrium.eads.net>. [Accessed 20 Januar 2012].
- [111] Thales Alenia Space, "Orbital Transport an Infrastructure," Thales Group, 23 Januar 2012. [Online]. Available: <http://www.thalesgroup.com>. [Accessed 23 Januar 2012].
- [112] P. Messidoro and E. Comandatore, "Columbus Pressurized Module Verification," National Aeronautics and Space Administration (NASA), Washington (DC), 1986.
- [113] European Space Agency (ESA), "Columbus Programme (current status)," in *Space Station Evolution: Beyond the Baseline*, League City (TX), 1991.
- [114] G. Goelz and B. Sommer, "Automation and robotics for COLUMBUS: An implementation concept for the free flying laboratory (MTFF)," in *Fifth Annual Workshop on Space Operations Applications and Research (SOAR 1991)*, Houston (TX), 1992.
- [115] National Aeronautics and Space Administration (NASA), "STS-122 The Voyage of Columbus," National Aeronautics and Space Administration (NASA), Washington (DC), 2008.
- [116] National Aeronautics and Space Administration (NASA), "NASA Technical Reports Server," 31 Mai 2001. [Online]. Available: <http://ntrs.nasa.gov>. [Accessed 24 Januar 2012].
- [117] European Space Agency (ESA), "European Columbus Laboratory," European Space Agency (ESA), 8 August 2008. [Online]. Available: <http://www.esa.int>. [Accessed 15 Januar 2012].
- [118] W. Ley, K. Wittmann and W. Hallmann, *Handbuch der Raumfahrttechnik*, München: Carl Hanser Verlag, 2008.
- [119] S. Wagner and B. Wie, "A Crewed 180-Day Mission to Asteroid Apophis in 2028-2029," in *60th International Astronautical Congress (IAC)*, Daejeon, Republic of Korea, 2009.
- [120] G. P. Sutton and O. Biblarz, *Rocket Propulsion Elements*, Hoboken (NJ): John Wiley & Sons, Inc., 2010.
- [121] EADS Astrium, "Vinci Rocket Engine - Thrust Chamber," EADS Astrium, 30 Januar 2012. [Online]. Available: <http://cs.astrium.eads.net/sp/>. [Accessed 30 Januar 2012].
- [122] EADS Astrium, "Datenblatt: Aestus Rocket Engine," 3 November 2010. [Online]. Available: <http://cs.astrium.eads.net/sp/>. [Accessed 30 Januar 2012].
- [123] EADS Astrium, "Aestus II/RS 72 Rocket Engine," EADS Astrium, 30 Januar 2012. [Online]. Available: <http://cs.astrium.eads.net/sp/>. [Accessed 30 Januar 2012].
- [124] C. S. Guernsey, R. S. Baker, D. Plachta and P. Kittel, "Cryogenic Propulsion with zero boil-off Storage applied to outer planetary Exploration," American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA), Pasadena (CA), 2005.
- [125] R. P. Binzel, A. S. Rivkin, C. A. Thomas, P. Vernazza, T. H. Burbine, F. E. DeMeo, S. J. Bus, A. T. Tokunaga and M. Birlan, "Spectral properties and composition of potentially hazardous Asteroid (99942) Apophis," *Icarus*, pp. 480-485, April 2009.

- 
- [126] R. Brunetto, P. Vernazza, S. Marchi, M. Birlan, M. Fulchignoni, V. Orofino and G. Strazzulla, "Modeling asteroid surfaces from observations and irradiation experiments: The case of 832 Karin," *Icarus*, pp. 327-337, Oktober 2006.
- [127] R. Marc, "Deep Space 1," National Aeronautics and Space Administration (NASA), 18 Dezember 2001. [Online]. Available: <http://nmp.jpl.nasa.gov/ds1>. [Accessed 28 Oktober 2011].
- [128] Y. Shkuratov, L. Starukhina, H. Hoffmann and G. Arnold, "A Model of Spectral Albedo of Particulate Surfaces: Implications for Optical Properties of the Moon," *Icarus*, pp. 235-246, 1 Februar 1999.
- [129] C. G. J. Sauer, "Planetary Mission Performance for Small Solar Electric Propulsion Spacecraft," in *AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference*, Victoria, B. C., Canada, 1993.
- [130] C. Foster and M. Daniels, "Mission Opportunities for Human Exploration of Nearby Planetary Bodies," Stanford University, Stanford (CA), 2010.
- [131] D. R. Adamo, J. D. Giorgini, P. A. Abell and R. R. Landis, "Asteroid Destinations Accessible for Human Exploration: A Preliminary Survey in Mid-2009," *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 47, no. 6, pp. 994-1002, November-Dezember 2010.